مشاريع

تقانة أنظمة الطائرة

Aircraft Systems Technology Projects (ASTP'12)



إعداد طلاب السنة الخامسة هندسة طيران

كلية الهندسة الميكانيكية - جامعة حلب

2012

مشاريع تقانة أنظمة الطائرة

ASTP'12

مشاريع تقانة أنظمة الطائرة

2012

إشراف

د. أحمد بطيخ

عضو هيئة تدريسية في قسم هندسة الطيران

المشاركون في إعداد محتويات هذا الكتاب

غالي يعقوب – ناهل أبوزيد - روهات لكتو - زيدان دلّة

خالد الخطيب - فداء المحيثاوي - أحمد صالح - أحمد الإبراهيم

محمد الرفاعي - رضا الحريري - راكان سلطان

بسم الله الرحمن الرحيم

وقل رب زدني علما

تمهيد

يأتي هذا الكتاب ثمرة عمل طلاب السنة الخامسة في قسم هندسة الطيران. في ذلك العام الدراسي 2011–2012، بذل الطلاب مجهوداً مميزاً خلال آخر فصل دراسي لهم في كلية الهندسة الميكانيكية في جامعة حلب قبل التخرج و ضمن إطار مشاريع مادة "تقانة أنظمة الطائرة".

تركز مادة "تقانة أنظمة الطائرة" على إغلاق حلقة العلوم الهندسية الميكانيكية التي اكتسبها الطلاب خلال سنواتهم الخمسة في الكلية و ذلك من خلال الولوج إلى الأنظمة العاملة على الطائرة مثل الهيدروليكية و الكهربائية و الهوائية و التحكم بالطيران و التكييف البيئي و غيرها. و مع ذلك تبقى بعض المواضيع بحاجة إلى جهد الطالب نفسه لأنها خارج إطار الخطة الدرسية. يتم طرح هذه المواضيع على الطلاب بشكل حلقات بحثية للعمل عليها خلال الفصل الدراسي. يوصى الطلاب بالابتعاد عن الترجمة الحرفية و النسخ و استخدام العديد من المراجع ذات الصلة و الإشارة إليها في المستند. يعرض الطلاب عملهم في أيام تخصص لهذا الغرض و بحضور الجميع لتكتمل الاستفادة.

تم اختيار أفضل المشاريع لتكون بين دفتي هذا الكتاب اعتماداً على تنوع المواضيع و تماسكها. نؤكد على أن حقوق تداول هذا الكتاب مفتوحة لكل مهتم مع رجاء الإشارة إليه كمرجع عند استخدام أي معلومة منه و من ثم الاشارة إلى المرجع الأصلي.

أشكر جميع المشاركين في إعداد محتوياته و أعتذر للباقين عن عدم إدراج أعمالهم، ليس لعيب فيها و إنما لأنها بحاجة للعمل عليها أكثر لتكون جاهزة للنشر. كما أرجو أن أكون قد وفيت بوعدي لطلابي بأن ينشر هذا الكتاب و يتم إتاحته لكل راغب في الاطلاع و الاستفادة.

يبقى أن نؤكد على أنه عمل بشر و مهما حاولنا مراجعته فلا بد أن يسقط منا سهواً بعض الأخطاء. فأرجو من كل قارئ أن لا يتردد بمراسلتنا في حال ضبط أياً من ذلك.

لدينا الكثير من الأفكار و لكن ضيق الوقت يحول دون تحقيقها. أسأل الله أن يتقبل منا هذا العمل و أن يوفقنا إلى كل ما فيه خير هذه الأمة و شبابها إنه ولي التوفيق.

د. أحمد بطيخ

أيلول 2014

الفهرس

الموضوع	الصفحة

شاشات الرأس المرتفع

Head-Up Displays

غالي يعقوب – ناهل أبوزيد

Abstract **خلاصة**

يقدم هذا البحث لمحة عن شاشات الرأس المرتفع ، حيث يستعرض تاريخها و أهميتها في مجالي الطيران العسكري و المدني، و يقدم أيضا شرحا عن فوائدها، أنواعها، خصائصها، عوامل التصميم و مبدأ العمل. و في النهاية يقدم بعض التطبيقات و الأمثلة في مجالات الطيران و في مجالات أخرى مدنية.

Key words **الكلمات المفتاحية**

HUD : Head-Up Display; HMD : Helmet-Mounted Display ; PDU : Pilot Display Unit; Eye box; Boresight; Collimating; Pupil – Forming; CRT : Cathode Ray Tube; Combiner; Relay Lens; IFOV : Instantaneous Field Of View; TFOV : Total Field Of View; BFOV : Binocular Field Of View

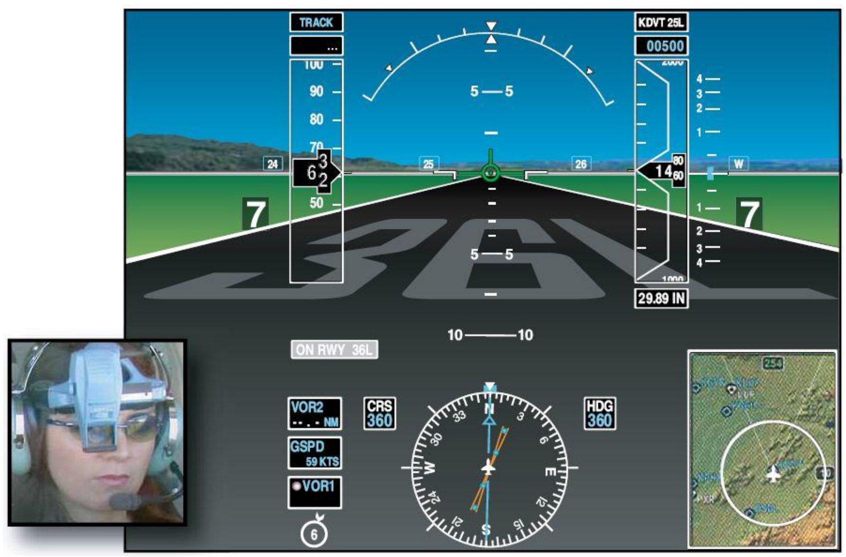
Introduction 1.1. مقدمة

تخلق شاشات الرأس المرتفع شكلا جديدا من طرق عرض المعلومات مما يمكن المستخدم من استعراض المعلومات باستمرار مع رؤية الوسط الخارجي دون الحاجة إلى حركة كبيرة للرأس أو العينين . استخدمت هذه الأنظمة في تطبيقات عديدة منها الطيران ، قيادة المركبات، صيانة الآلات و الرياضة مما يحسن من فهم المستخدم و إدراكه للمواقف عند التزود بمعلومات لحظية حقيقية مما يؤدي إلى استجابة و رد فعل أفضل من قبل المستخدم. تتجه الخطى في تطوير هذه الأنظمة من عدة نواحي ، منها إنقاص الحجم و تحسين الأداء مما يمكن من ملاءمتها في عدة مجالات .

Definition 2.1. تعريف

شاشة الرأس المرتفع (HUD) هي نظام عرض يقدم إسقاط لبيانات الملاحة و الطيران (السرعة، الارتفاع ، خطوط ميل الانزلاق الأيمن و الأيسر ، العلوي و السفلي) على شاشة شفافة بين الطيار و زجاج الطائرة الأمامي . إن فكرة شاشة الرأس المرتفع هي إلغاء التنقل بالنظر بين لوحة العدادات

و المشهد الخارجي . نظريا ، يمكن عرض أي معلومات مرغوبة طالما أنها موجودة على حاسب الطائرة . يمكن أن تسقط المعلومات على لوحة منفصلة قريبة من الزجاج الأمامي أو على رقعة عينية كما هو موضح بالشكل 1−1 . يمكن عرض معلومات أخرى منها مدرج الهبوط بالنسبة لأنف الطائرة ، مما يمكن الطيار من رؤية المعلومات اللازمة لإجراء عملية الاقتراب مع المحافظة على إمكانية الرؤية من زجاج الطائرة الأمامي .[1]



الشكل 1−1 – شاشة الرأس المرتفع HUD

3.1. لمحة تاريخية History

استخدمت شاشات الرأس المرتفع لأول مرة في طائرة Buccaneer التي حلقت لأول مرة في الثلاثين من نيسان عام 1958 و كانت يستخدم هذا النظام لتصويب الأسلحة تجاه الأهداف (الشكل 1−2). لوحظ في الفترة التالية تحسن أداء الطيارين و توسعت أغراضها لتشمل الملاحة العامة. ابتكر الطيار التجريبي الفرنسي جلبرت كلوفشتين Gilbert Klopfstein أول شاشة عرض حديثة و قام بوضع نظام ترميز موحد يستعمل في جميع الشاشات مما يسهل على الطيارين الانتقال بين الطائرات . استخدمت شاشات الرأس المرتفع الحديثة لعرض بيانات الطيران بالإضافة إلى التصويب ضمن مدى رؤية الطيار مما زاد من الكفاءة و قلل من ضغط المعلومات عليه .



الشكل 1–2– طائرة Buccaneer و أول HUD مستخدمة فيها

توسع بعد ذلك استخدام شاشات الرأس المرتفع ليتخطى الطيران العسكري . ففي السبعينات تم استخدامه في الطيران المدني التجاري ، و في عام 1988 أضحت سيارة أولدز موبيل كاتلاس سوبريم Oldsmobile Cutlass Supreme أول سيارة تستخدم هذا النوع من الشاشات قيد الانتاج .

حتى بضع سنوات ، كان استخدام شاشات الرأس المرتفع مقتصرا على الطائرات Embraer 190 و الجيل الجديد من Boeing (737-600,700,800,900) فقد كانت طائرات نقل الركاب الوحيدة المزودة بهذه التقنية (الشكل 1–3 و الشكل 1–4). و مع ذلك ، باتت هذه التكنولوجيا أكثر شيوعا في طائرات مثل Canadair RJ ، Airbus A318 و عدة طائرات خاصة . أما الآن فقد أصبحت هذه التقنية تجهيزا أساسيا في طائرة Boeing 787 ، بالإضافة إلى أنها قيد الترخيص في طائرات Airbus A320, A330, A340, A380 . تستخدم أيضا هذه التكنولوجيا بشكل واسع في مجال المركبات الفضائية .



الشكل 1-3 شاشة الرأس المرتفع لطائرة Embraer 190



الشكل 1-4- شاشة الرأس المرتفع لطائرة Boeing 737

4.1. الأنواع Types

شاشات الرأس المرتفع HUD الثابتة و التي يستطيع المستخدم النظر من خلالها و هي مثبتة على هيكل المركبة . هذا النوع موجود في الطائرات التجارية و السيارات و غيرها من الاستخدامات المدنية . حجم و وزن هذا النوع أكبر بكثير من النوع الآخر.

شاشة العرض المثبتة على الخوذة Helmet-Mounted Display هذا النوع مثبت على الخوذة و عنصر العرض يتحرك بحركة الرأس . مما يتطلب نظاما يراقب حركة و اتجاه نظر المستخدم بدقة لتحديد الصورة المناسبة للعرض . يجب على المستخدم ارتداء خوذة أو عدة للرأس مثبتة بشكل جيد بحيث أن عنصر العرض لا يتحرك بالنسبة لعين المستخدم . يستخدم هذا النوع في مجال الطيران العسكري و منها مروحية الأباتشي AH-64 Apache و المقاتلة F-16 النسخة النرويجية .

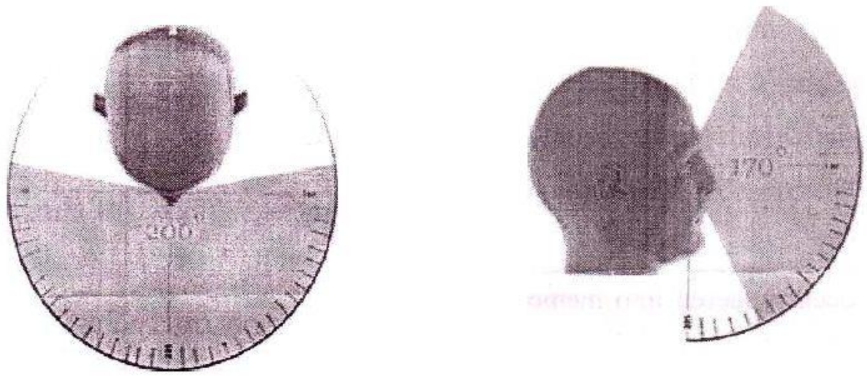
5.1. الخصائص Specification

- عنصر العرض شفاف بشكل كبير مما يسمح بعرض المعلومات في تباين و بشكل مركب على بيئة المستخدم العادية .
- تعرض المعلومات بتركيز في اللانهاية ، هذا يعني أن المستخدم لا يحتاج إلى إعادة تركيز عينيه (ما يحتاج إلى عدة أعشار من الثانية) عند الانتقال بانتباهه بين الجهاز و الوسط الخارجي .

6.1. عوامل التصميم Design Factors

هناك عدة عوامل يجب أخذها بعين الاعتبار عند تصميم شاشات الرأس المرتفع HUD :

- مجال الرؤية : تستلم كل عين صورة مختلفة عن العين الثانية ، و ذلك لأن العينان البشريتان منفصلتان . لمنع عين الطيار من إعادة التركيز كلما انتقل بالنظر بين العالم الخارجي و الشاشة يركز محرق الشاشة في اللانهاية .



(a)Approx. human horizontal field-of-view (b) Approx. human vertical field-of-view

الشكل 1-5- مجال الرؤية البشري

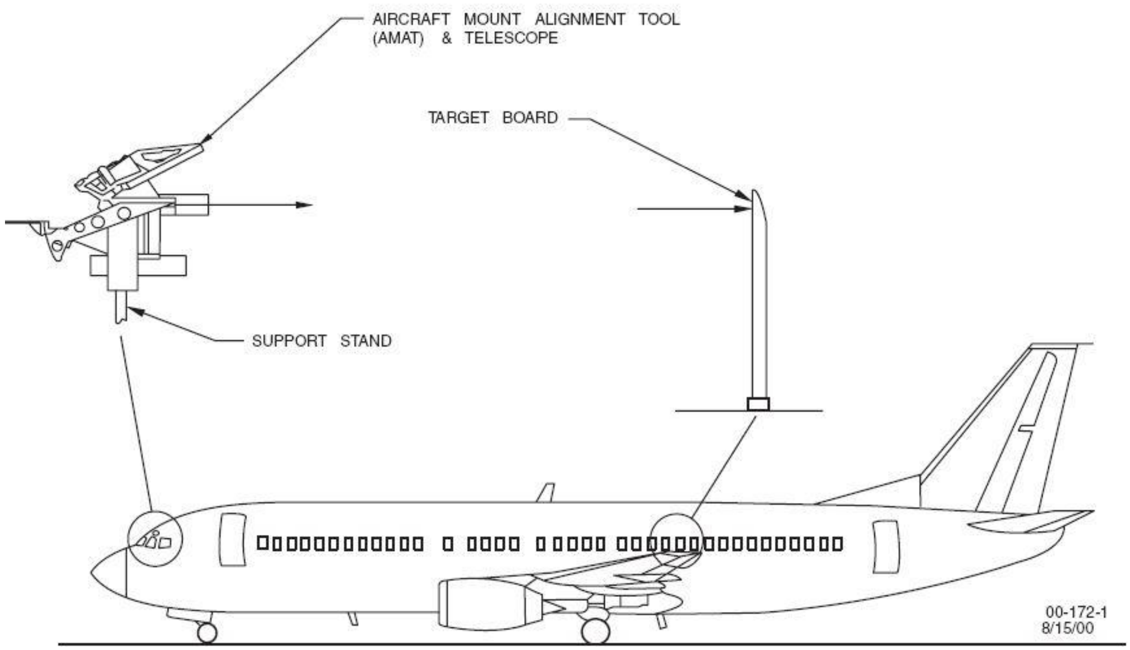
- صندوق العين (Eye Box) : يمكن رؤية الشاشات فقط عندما تكون عينا المشاهد ضمن منطقة ثلاثية الأبعاد تدعى صندوق حركة الرأس ، أو صندوق العين . صناديق العين لشاشات HUD حديثة عادة ما تكون بأبعاد 6X3X5 إنشات مما يسمح للمشاهد بحرية حركة الرأس ، و مما يمكن أيضا الطيار من رؤية كامل الشاشة طالما أن إحدى عينيه داخل صندوق العين .
- الإنارة / التباين : يجب أن تمتلك الشاشة خاصية تعديل الإنارة و التباين تبعا للإنارة الخارجية .
- دقة الشاشة : يجب أن تكون مركبات HUD متراصفة تماما مع محاور الطائرة الثلاث – عملية تدعى تحميل البصر Bore Sighting – حتى تتطابق معلومات الشاشة مع الواقع بدقة ± 0.7 mill radians. هذا يمكن الشاشة من عرض الأفق الصناعي بالضبط ، و أيضا مسار الطائرة بدقة كبيرة .
- التوافق : يجب أن تتوافق HUD مع المعدات و الشاشات الأخرى .

7.1. التركيب الميكانيكي لشاشة الرأس المرتفع HUD Mechanical Installation

إن الغاية من استخدام شاشة الرأس المرتفع هو عرض المعلومات كرموز مرتبطة بالعالم الخارجي كما يراه الطيار . و لتحقيق ذلك ، يجب أن تتراصف وحدة عرض الطيار بدقة مع محاور الطائرة

الثلاث . لهذا فإن العلاقة الزاوية بين وحدة عرض الطيار بالنسبة لجملة احداثيات قمرة القيادة مهمة جدا . تدعى عملية التركيب و التراصف هذه بعملية "تحميل البصر" "Boresighting" و تحدث عند تصنيع الطائرة .

على الرغم من أن تراصف النقاط الصلبة للشاشة يفحص دوريا ، و لكن بمجرد تركيبه ، فإن نقاط الاتصال دائمة و نادرا ما تحتاج لتعديل .[2]



الشكل 1-6- عملية التراصف

8.1. مبادئ العمل Principles

إن مبادئ عمل شاشات **الرأس المرتفع** HUD البصرية بسيطة ، و على الرغم من ذلك ، فإن ملاءمتها في مكان محدود مثل قمرة قيادة مقاتلة نفاثة يحتاج إلى حلول مبتكرة .

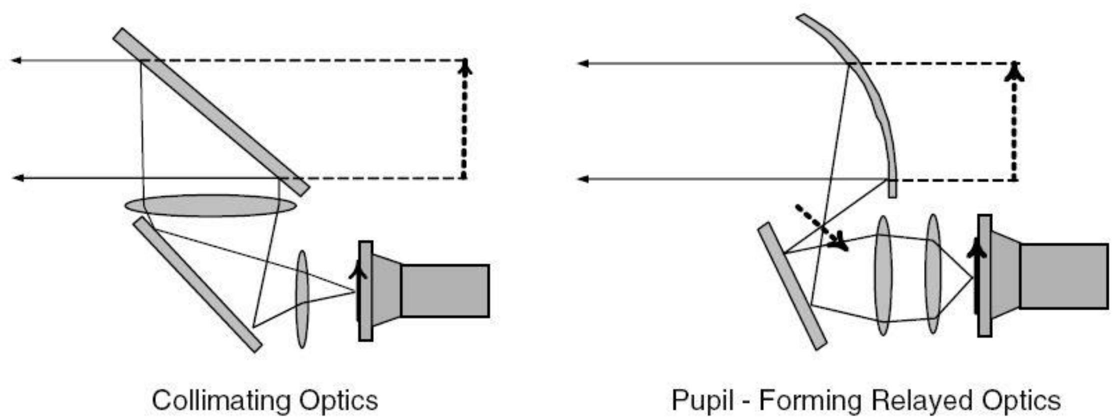
تحقق شاشة الرأس المرتفع صورة واقعية لغرض ما في خط رؤية الطيار بسمة أساسية و هي تركيز الصورة في اللانهاية ، كي تظهر الصورة في نفس محرق (أو بؤرة) الطائرة و مثبتة على سمات العالم الخارجي . تمكن هذه السمة أنظمة الطائرة من وضع رموز بطريقة أو بشكل مرتبط

بالعالم الخارجي . تستخدم هذه الرموز لتحديد شعاع مسار الرحلة ، الأفق و خطوط رؤية للأهداف في العالم الحقيقي و بالإضافة إلى ذلك بيانات الطيران الأساسية (السرعة ، الارتفاع ، الوجهة ، ...) و خطوط إرشادية للرحلة تسمح للطيار التحليق بالطائرة دون الحاجة إلى النظر إلى العدادات التقليدية خلال المراحل الخطيرة و الحساسة من مهمته .

هناك وسيلتان لتشكيل الصورة الواقعية (الشكل 1−7) و هما :

1) شاشات الرأس المرتفع التي تستخدم مبدأ انكسار الضوء و التي غالبا تدعى " الموازية " Collimating . يولد نظام العدسة صورة متوازية لرمز العرض منعكسة إلى العين عبر رابط مسطح . إن مجال الرؤية اللحظي محدود بقياس العدسة الموازية و على الطيار أن يتحرك ضمن " صندوق العين " ليرى مجال الرؤية الكلي .

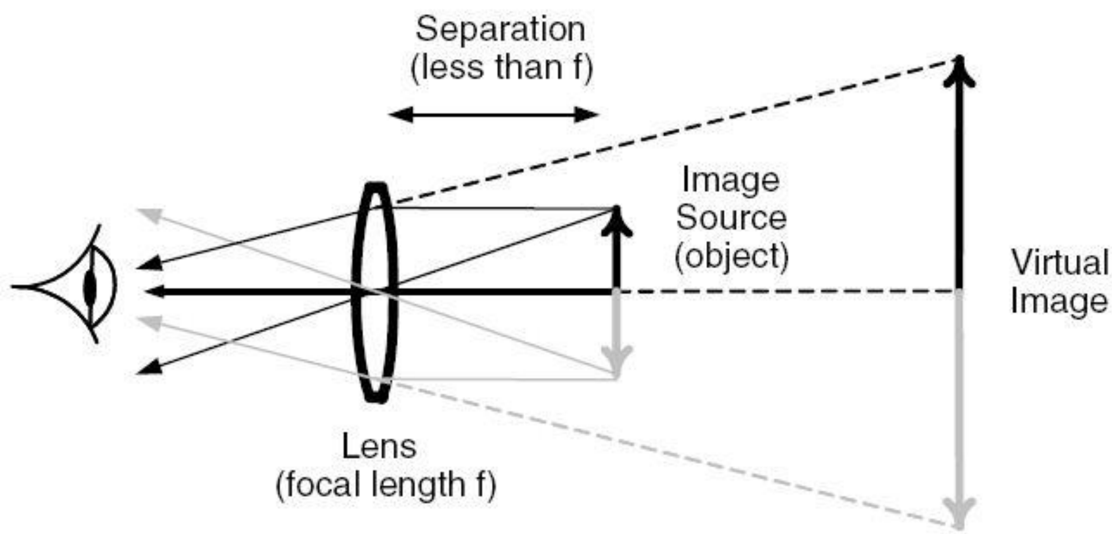
2) شاشات الرأس المرتفع التي تستخدم مبدأ الانعكاس و التي غالبا تدعى " تشكيل بؤبؤ العين " Pupil-Forming . يولد نظام العدسة المتتالي صورة وسطية لرمز العرض و التي توازى بعد ذلك بانعكاسها عن رابط منحني . حقل الرؤية اللحظي أكبر و محدد بقياس الرابط المنحني .



الشكل 1−7− وسائل تشكيل الصورة

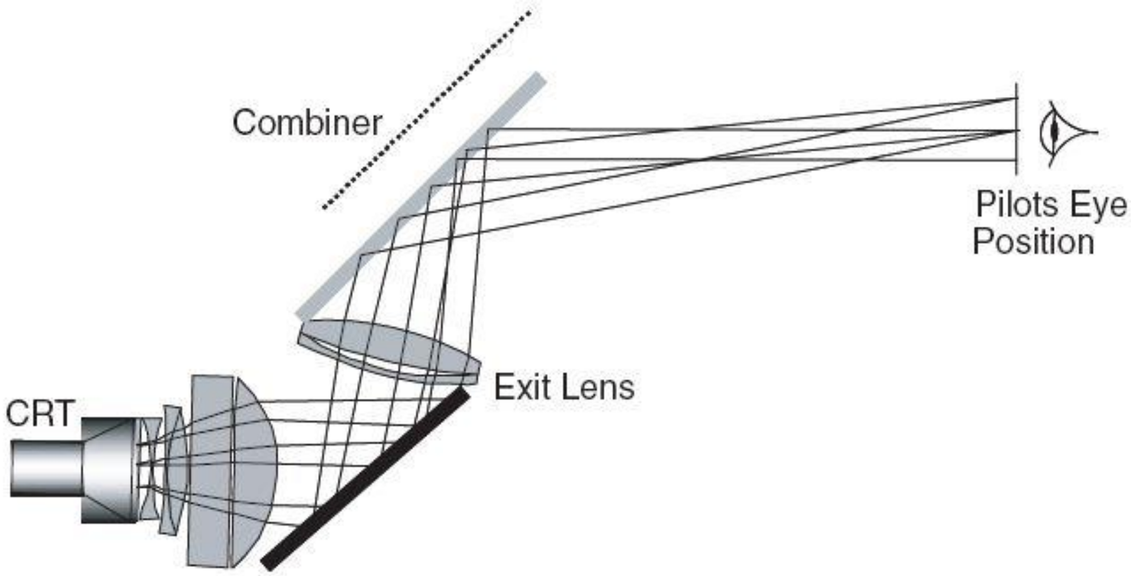
– شاشة الرأس المرتفع الموازية (مبدأ إنكساري) Collimating (Refractive) HUD

يوضح الشكل 1–8 مبدأ الانكسار البصري . يتوضع الجسم على البعد البؤري f للعدسة الموازية ، التي تظهر في الشكل كعدسة محدبة بسيطة . يرى المشاهد صورة ظاهرية مكبرة للجسم . هذا هو مبدأ العدسات المكبرة . إذا وضع الجسم في المستوي البؤري للعدسة ، فإن الأشعة الضوئية المنكسرة عن العدسة من كل نقطة من الجسم تكون متوازية .



الشكل 1–8– مبدأ الانكسار البصري

لتشكيل شاشة عرض أمامية عملية ، الموضحة في الشكل 1–9 ، يجب أن يتوضع مصدر الصورة خارج خط النظر . تركز العدسة الموازية مع عدسات تسوية المجال صورة أنبوب أشعة الكاثود في اللانهاية و تظهر الصورة ضمن خط نظر الطيار بواسطة مرآة مستوية نصف عاكسة تعرف باسم الرابط ، سميت كذلك لأن الطيار يرى صورة شاشة الرأس المرتفع مرتبطة مع المشهد الأمامي للعالم الخارجي . تتوضع عادة مرآة أخرى أو موشور بين مصدر الصورة و العدسة الموازية للحصول على تصميم مدمج لسهولة التركيب ، و لسبب أهم هو ضمان عدم وجود إعاقة للطيار عندما يحتاج لقذف نفسه من الطائرة . "خط الطرد أو القذف هو خط يحدد المجال الواجب توافره في حال اضطر الطيار إلى قذف نفسه من الطائرة ."

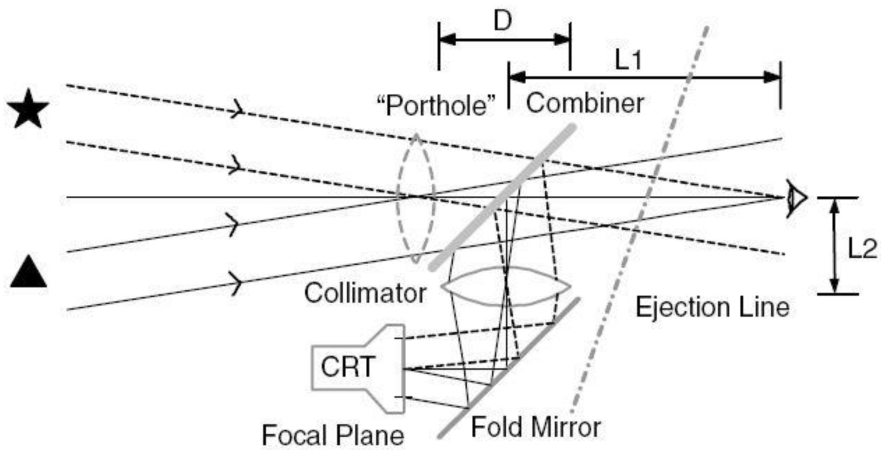


الشكل1-9- شاشة عرض أمامية تعمل وفق مبدأ الانكسار

عمليا تضم العدسة المحدبة البسيطة عددا من العناصر لتقليل الانحرافات مع أيضا عدد من العناصر في مستوي الصورة لتسوية المجال .يملك أنبوب أشعة الكاثود لشاشة الرأس المرتفع بشكل عام غطاء بمساحة فعالة يبلغ قطرها 40-50 ميللي متر . يكون الرابط بأغلبه ناقل (عادة بنسبة أعلى من 90 %) للطيف المرئي للضوء النهاري عريض الحزمة بحيث لا يقلل من رؤية الطيار للعالم الخارجي في الوضعيات منخفضة الإضاءة .

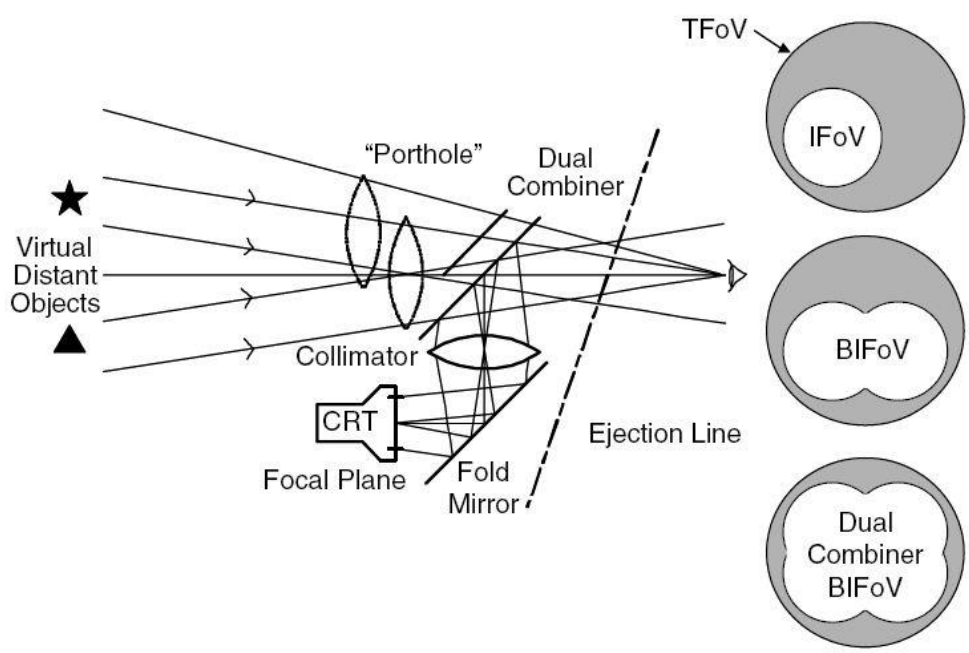
مجال الرؤية Field Of View

يعرف مجال الرؤية الكلي لأي شاشة عرض أمامية بأنه الزاوية الكلية التي يشاهد من خلالها الرمز المعروض بحركة الرأس من أي موضع . مجال الرؤية اللحظي لشاشة عرض أمامية انكسارية هو مجال رؤية الشاشة من موضع رأس واحد و باستخدام عين واحدة و يمكن استنتاجه ببساطة من قياس عدسة خروج الموازي كما يراها المشاهد ، و منعكسة في الرابط . يوضح الشكل 1-10 الترتيب النموذجي لشاشة ذات عدسة خروج بقياس 150 مم (6 إنش) تشاهد من مسافة 450 مم (18 إنش) فينتج عنه مجال رؤية لحظي بحوالي 15° .



الشكل 1-10 مجال الرؤية اللحظي لشاشة انكسارية

إذا قرب الطيار رأسه باتجاه الرابط فإن مجال الرؤية اللحظي سيزداد ، و يشكل مشابه ، إذا حرك الطيار رأسه بشكل عرضي ستشاهد الزوايا الخارجة عن المحور الأبعد . عمليا يشاهد الطيار فتحتان من نفس موضع الرأس ، كل فتحة بعين . هذا يعبر عن مجال الرؤية المجهري (BfoV) . يمكن زيادة مجال الرؤية اللحظي في المحور العمودي عن طريق إضافة رابط ثاني أعلى و بموازاة الرابط الأول . هذا الترتيب موضح بالشكل 1-11 .



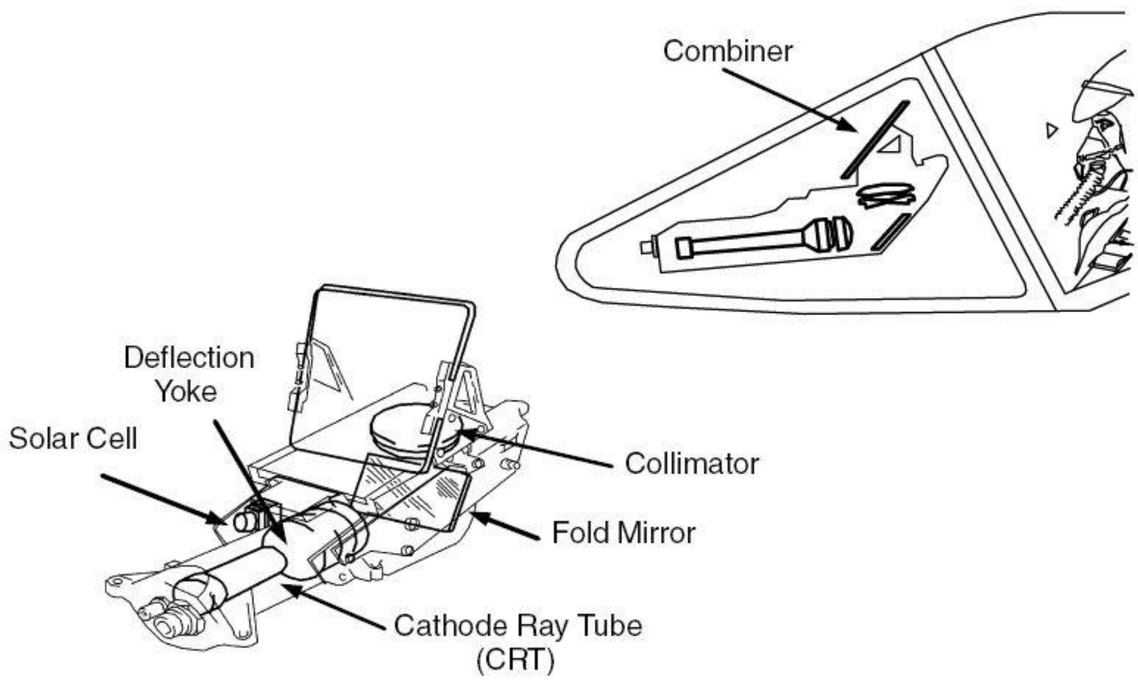
الشكل 1-11 الرابط الثنائي و مجالات الرؤية

أمثلة

British Aerospace Harrier GR.Mk1 and GR.Mk3 (1

يوضح الشكل 1−12 شاشة الرأس المرتفع لهذه الطائرة . قللت هذه البنية من حجم و وزن وحدة عرض الطيار PDU لتسهيل التركيب ضمن قمرة القيادة .

ضمت وحدة عرض الطيار عدسة موازية بقياس 4 إنش قدمت مجال رؤية لحظي حوالي 16º و مجال رؤية كلي حوالي 25º . زود الرابط بمحرك سيرفو لتحريكه للأمام و الخلف للحفاظ على شعاع التصويب ضمن مجال رؤية الطيار العادي أثناء جميع المناورات العادية .



الشكل 1−12 توضع HUD في Harrier

McDonnell Douglas/British Aerospace Night-Attack (2
(GR-7 and AV-8B) – Harrier II

دخلت هذه المقاتلة الخدمة عام 1989 و احتوت على شاشة عرض أمامية انكسارية عالية الأداء ذات مجال رؤية عريض و قادرة على العمل نهارا و ليلا.

الشكل 1–13 يوضح شاشة الرأس المرتفع التي تضم أنبوب أشعة الكاثود ، مضخم الانحراف ، مصدر الطاقة عالي الجهد و جميع الخدمات التي تجعل من هذه الشاشة وحدة مستقلة بذاتها . تحوي هذه الشاشة رابط ثنائي ، حقل الرؤية اللحظي 20ºX15º و الكلي 22º .

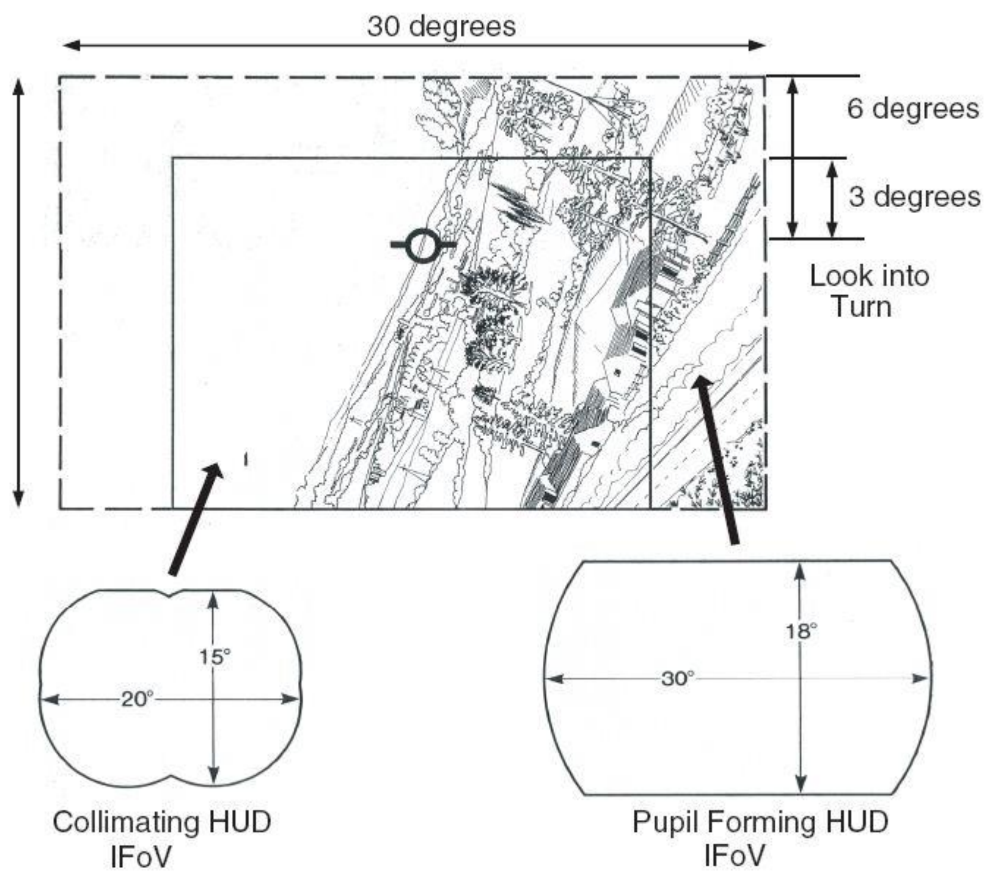


الشكل 1–13 AV8B/Harrier GR7 night-attack HUD

- شاشة الرأس المرتفع ذات تشكيل بؤبؤ العين (مبدأ إنعكاسي/إنكساري)-Pupil Forming (Reflective/Diffractive) HUD

يفضل هذا النوع عن النوع السابق لأنه يقدم مجال رؤية أكبر مما يدعم المناورات الحادة و يعطي الطيار إحساس الطيران تحت ظروف بصرية ليلا .

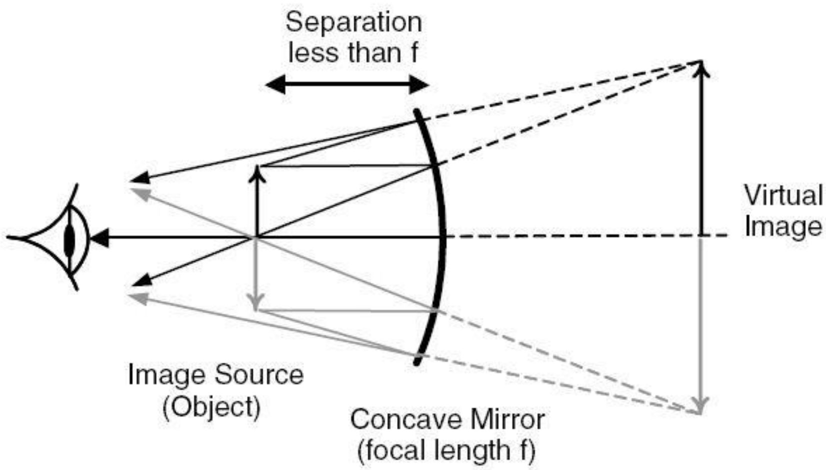
يبين الشكل 1-14 التحسن الكبير في العمل الممكن تحقيقه عند ازدياد مجال الرؤية اللحظي من 20º×15º و هو عمليا حد الشاشات الموازية إلى 30º×20º .



الشكل 14- الفرق بين النوعين من حيث مجال الرؤية اللحظي

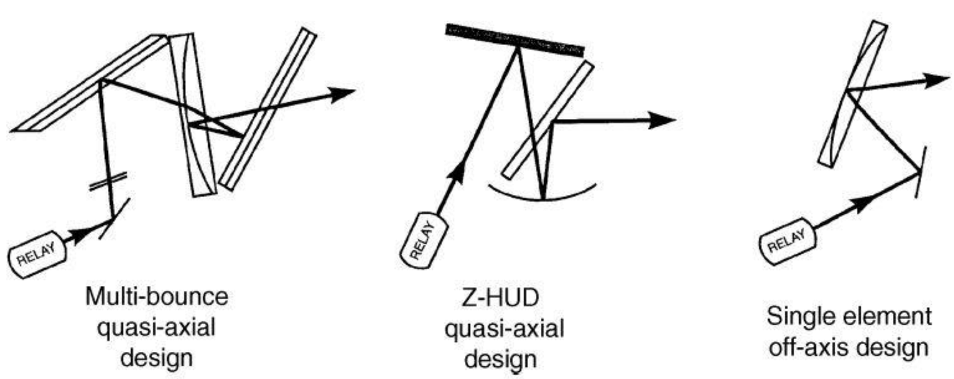
باستخدام المبدأ البصري للانعكاس (مبين بالشكل 1-15) من الممكن وضع الموازي بشكل أقرب إلى الطيار و بالتالي تحقيق مجال رؤية لحظي أكبر بدون التعدي على خط الطرد . إذا وضع جسم في بؤرة مرآة مقعرة فإن أشعة الضوء تنعكس إلى المشاهد فيرى صورة مضخمة للجسم . و هذا هو

المبدأ الأساسي المستخدم ، بوضع الجسم في المستوي البؤري للمرآة ، فإن أشعة الضوء المنعكسة من كل نقطة من الجسم بواسطة المرآة ستبرز بشكل متماثل أو متوازي .



الشكل 1–15– مبدأ الانعكاس البصري

إنه من الضروري تصميم مسار بصري يسمح للصورة بالظهور في خط نظر الطيار إلى العالم الخارجي دون التدخل فيه . هذا أكثر تعقيدا مع نظام الانكسار . يوضح الشكل 1–16 بعض التكوينات البصرية الممكنة . التركيب على اليمين يمثل الحل الأكثر إبداعا لكنه الأكثر تعقيدا . يقدم انحناء الرابط وظيفة التوازي الأساسية لكن هذا الانحناء أكبر من أن يسمح باستخدام مستويات سندويشية من أجل الطلاء العاكس . يجب تقديم الحماية اللازمة عن طريق قطعتان من الزجاج المنحني . هذا يقلل من سماكة ووزن العنصر لكنه أكثر تعقيدا في التصنيع من الرابط المستوي ، و يجب أيضا أخذ الحيطة لضمان تشويش أصغري على وضوح رؤية العالم الخارجي .



الشكل 1–16 بعض التكوينات البصرية الممكنة

تسبب هذه الزاوية خارج المحور انحرافات بصرية كبيرة ، و يجب تصحيحها باستخدام تصحيح انحرافات في الرابط نفسه و في عدسة التتالي المجمعة . بالمقارنة مع باقي الفئات ، المسماة شبه محورية ، فهي تمتلك زاوية سقوط منخفضة أقل خطورة للانعكاس . الانحرافات أصغرية و لا تتطلب تصحيح في عنصر الانعكاس نفسه ، إنما يمكن تنفيذ التصحيح الضروري بواسطة عدسة تتابع بسيطة .

يمتلك التركيب Z (سمي كذلك لأن المسار البصري يصنع الحرف Z) ميزة أخرى هي أن عمل الانعكاس منفصل عن عمل الرابط . مما يضيف سهولة في التوضع حيث توضع المرآة الموازية على خط الطرد أثناء التركيب .

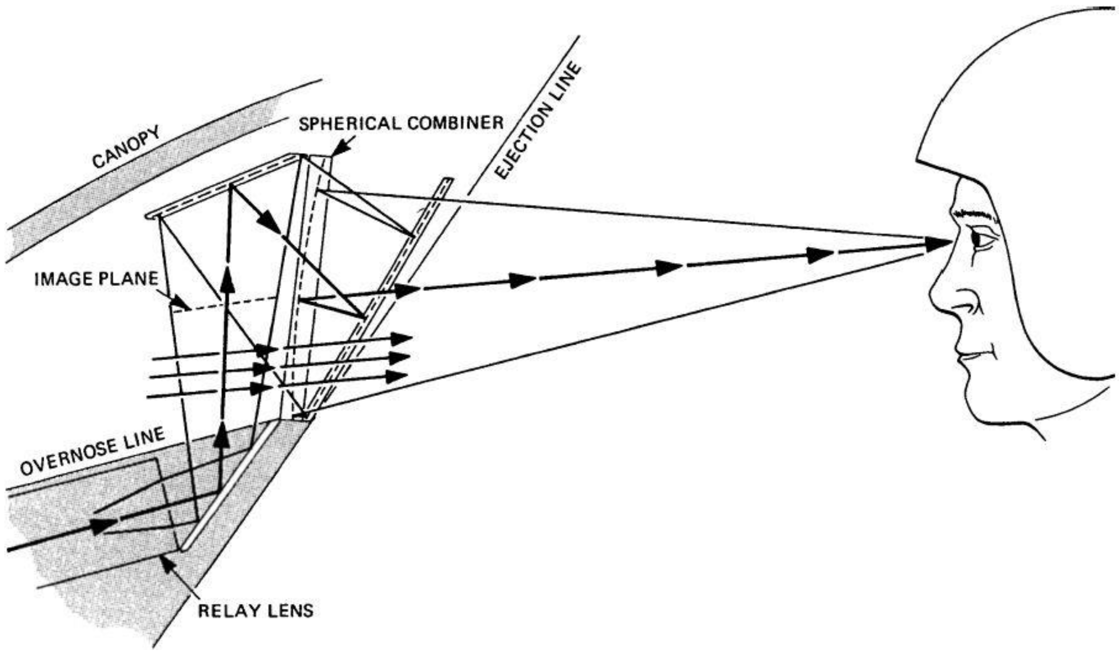
أمثلة:

1) المقاتلة F-16 – التصميم شبه المحوري Multibounce Quasi-Axial

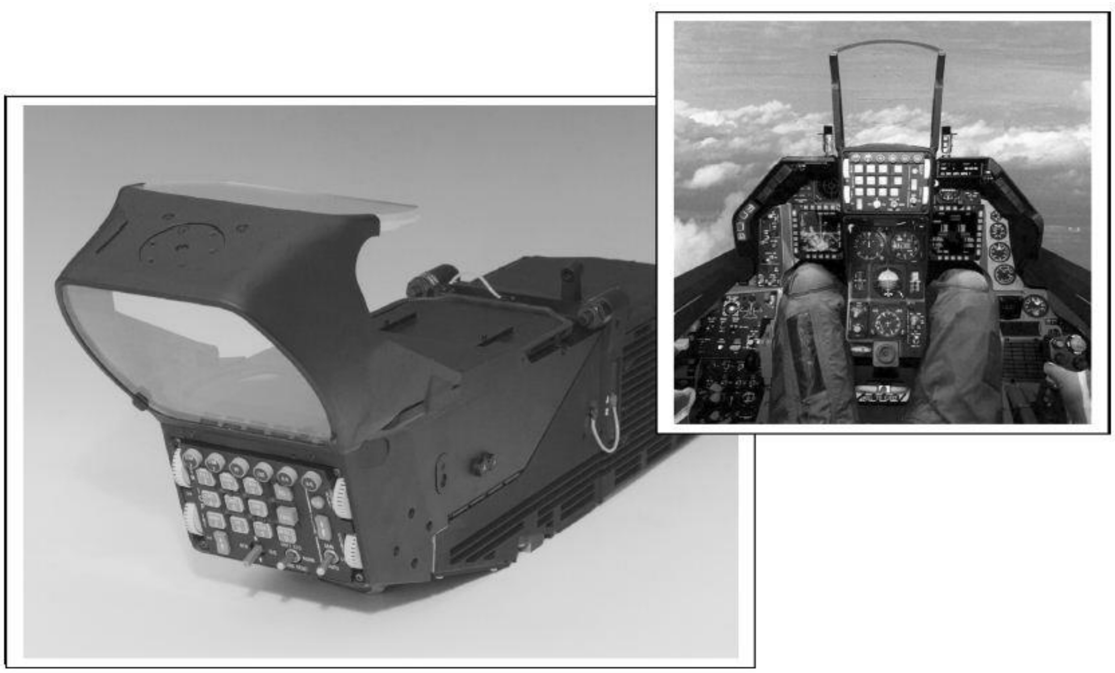
تم استخدام هذه التقنية لأول مرة في طائرة F-16 كجزء من نظام الملاحة و التهديف على ارتفاع منخفض ليلا بواسطة الأشعة تحت الحمراء .

يوضح الشكل 1–17 التركيب البصري . من الواضح أنه يجب أن تكون جميع العناصر الزجاجية أمام مجال رؤية الطيار شفافة كي لا تؤثر في منظر العالم الخارجي . يجب أن تكون أحيانا شفافة لضوء أنبوب أشعة الكاثود CRT و أحيانا تعكسه بصورة كاملة للسماح للصورة بالوصول إلى الطيار . يمكن حل هذا التناقض باستخدام طلاءات معينة تعكس حزمة ضيقة من الأطوال الموجية الخضراء المنبعثة عن فوسفور أنبوب أشعة الكاثود عند سقوطها بزاوية معينة حرجة . الشكل 1–18 يوضح شاشة الرأس المرتفع كاملة مع تركيبها في قمرة قيادة المقاتلة F-16 .

تزود هذه الشاشة بمجال رؤية لحظي بزاوية سمت $30^{o}\times18^{o}$ ارتفاع ، و تعمل في نمطين بحيث تقدم عمل نهاري/ ليلي ، و هي أيضا متوافقة تماما مع نظارات الرؤية الليلية .



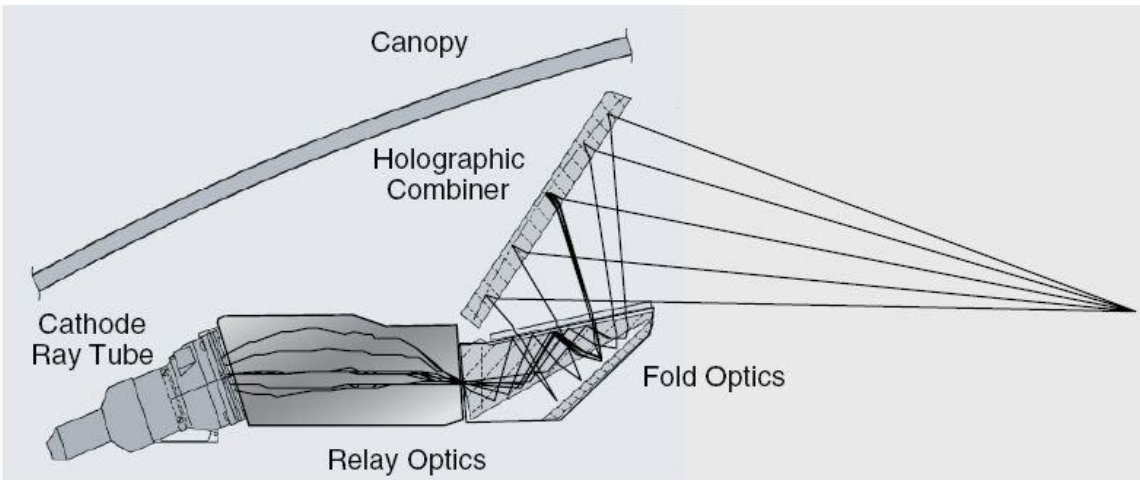
الشكل 1−17 التكوين البصري لشاشة F-16



الشكل 1−18 F-16 LANTIRN HUD

2) المقاتلة Eurofighter Typhoon – التصميم أحادي العنصر خارج المحور Single Element Off-Axes

يوضح الشكل 1–19 الحل الأكثر جمالا و الارقى و هو التركيب أحادي العنصر خارج المحور.



الشكل 1–19 تركيب شاشة اليوروفايتر

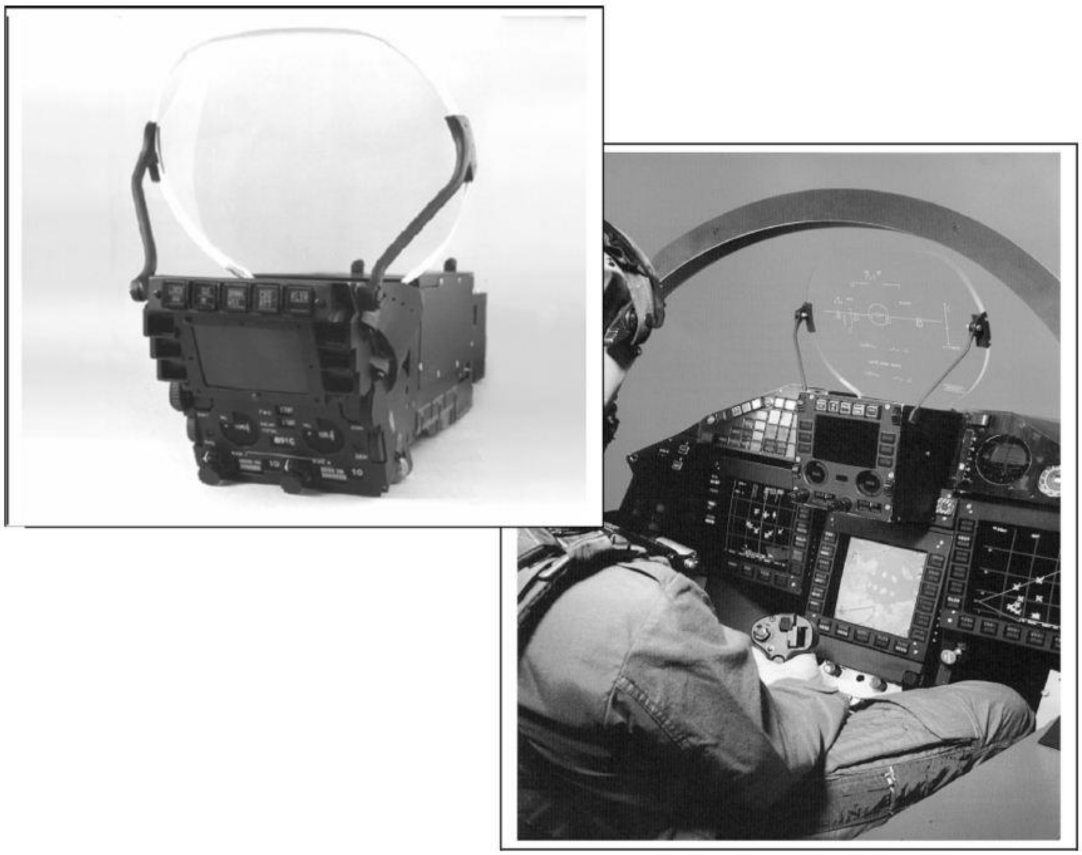
يحقق هذا التركيب مجال رؤية عريض دون التأثير على مغلف الطرد و بدون مرآة علوية تعيق مجال الرؤية العلوي . يضم هذا التركيب عنصر بصري أحادي بين الطيار و العالم الخارجي .

إن بساطة هذا التركيب هي نتيجة لتعقيده البصري الناتج عن الحاجة إلى تصحيح دقيق و دائم للأشعة الضوئية لتفادي التشويشات الناتجة عن الزاوية الكبيرة خارج المحور .

يجب على الموازي أن يحاكي سطح كروي معقد من أجل ضمان اندماج جميع الأشعة الضوئية من الصورة المنعكسة بشكل متوازي . يمكن تصنيع هذا العنصر فقط باستخدام تقنيات ثلاثية الأبعاد حيث أن الصورة ثلاثية الأبعاد نفسها مولدة بواسطة الحاسوب .

كذلك العدسة المتتالية معقدة فهي تحتوي عدة عناصر شبه كروية لتأمين التعويض عن تشويش الصورة الناتج عن الرابط الموازي خارج المحور . أخيرا ، يجب تطبيق عدة تشويهات هندسية معقدة على صورة أنبوب أشعة الكاثود CRT حيث يتم إجراء ذلك عن طريق تشويه موجات التيار الدافع لشعاع الالكترون .

بعد استيعاب التقيدات السابقة ، نجد أن هذا الخيار هو الأمثل للتطبيقات ذات القدرات العالية ، الأداء العالي و مجال الرؤية الواسع . يتم الآن إنتاج هذا التركيب لهذه الشاشات في مقاتلات رفيعة الطراز مثل : Eurofighter Typhoon , Rafale, F-15 و Gripen . الشكل 1−20 يوضح شاشة الرأس المرتفع الخاصة بـ Eurofighter .



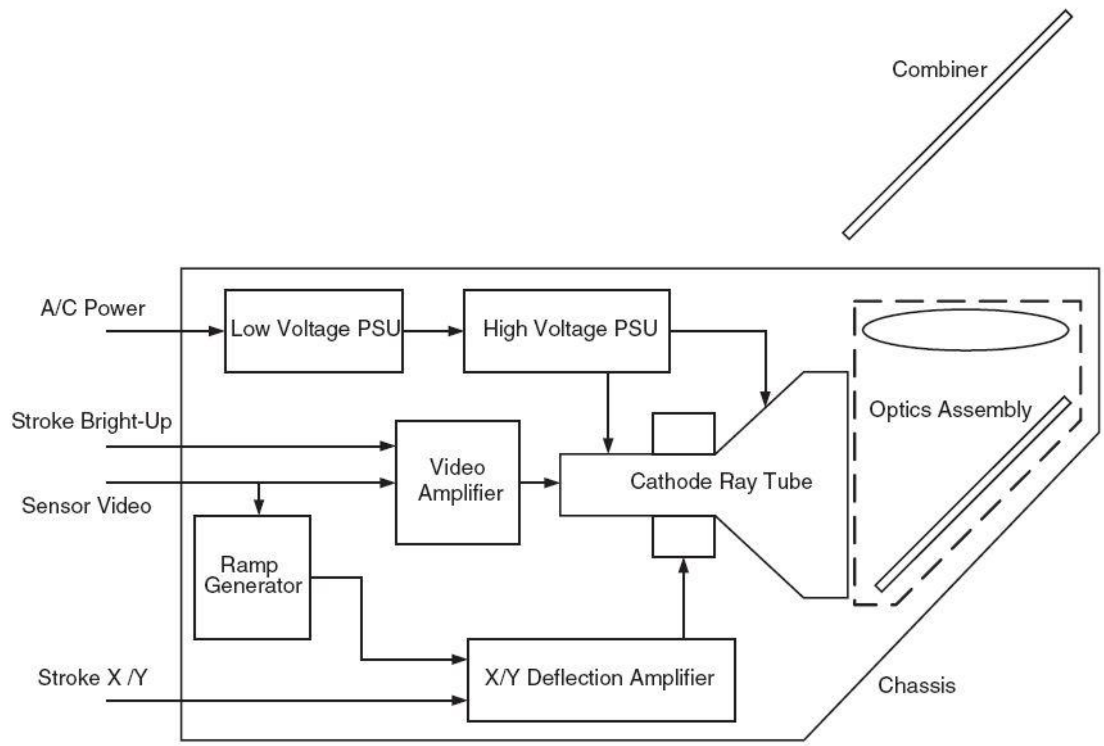
الشكل 1−20 Eurofighter Typhoon HUD

يضم هذا النظام بصريات متطورة ثلاثية الأبعاد مولدة عن طريق الحاسوب تقدم مجال رؤية كلي (TFoV) 25º×30º و مجال الرؤية اللحظي (IFoV) يطابق مجال الرؤية الكلي . يقدم هذا النظام أنماط عمل عديدة للعمل ليلا و نهارا و بوجود ظروف جوية صعبة كالغيوم أو الضباب و بنسبة انتقال للعالم الخارجي تساوي 80 % .

تقدم شاشة الرأس المرتفع لوحة تحكم أمامية شاملة مع شاشة LED كبيرة المساحة تتمتع بإمكانية رؤيتها نهارا و مفاتيح قابلة للبرمجة . إن شاشة الرأس المرتفع هي تصميم عالي الجودة يستخدم كشاشة عرض أساسية في Eurofighter.

9.1. الوصف الوظيفي لشاشة الرأس المرتفع HUD Functional Discription

على عكس شاشة الرأس المرتفع لطائره Harrier المشروحة سابقا ، معظم الشاشات الحديثة تحوي جميع الخدمات الإلكترونية اللازمة لدعم وظائف الشاشة بحيث يؤمن ذلك واجهة إشارة منخفضة المستوى لأنظمة حاسب الطائرة . يشرح الشكل 1–21 المخطط الصندوقي لشاشة عرض أمامية نموذجية.



الشكل 1–21 المخطط الصندوقي لشاشة عرض أمامية

تضم الشاشة العناصر الوظيفية التالية :

1) مجموعه البصريات : وهي مجموعه العناصر البصرية التي تضم العدسة الموازية النهائية لشاشة الرأس المرتفع الموازية أو العدسات المتتالية لشاشة تشكيل البؤبؤ , عدسات تسوية

مجال الصورة و مرآة الطي مع الطلاءات والمرشحات التي تخفض انعكاسات ضوء الشمس .

2) الرابط Combiner : هو زوج من الصفائح الزجاجية المتوازية المسطحة بصريا للشاشة الموازية أو بشكل منحني لشاشة تشكيل البؤبؤ، مع طلاءات نصف عاكسة معدلة لذروة الانبعاثات الطيفية لفوسفور أنبوب أشعة الكاثود .

3) أنبوب أشعة الكاثود Cathode Ray Tube : إضاءة عالية و دقة عالية يستخدم لإنتاج صورة عالية الدقة والوضوح لصور الرموز.

4) مضخمات الأنحراف x وy : هي مضخمات عالية الدقة تؤمن تيار لحلقات الإنحراف المغناطيسي x وy في أنبوب أشعة الكاثود لتحث حزمة الإلكترونات لتتبع أشكال و منحنيات الرموز و مسح أطوال موجة شبكة فيديو الحساس .

5) مضخم الفيديو : يتحكم بتيار حزمة أنبوب أشعة الكاثود عن طريق ضبط أثر كاثود أنبوب أشعة الكاثود بالنسبة للالكترود الشبكي لتشغيل أو إيقاف الحزمة في نمط نبضي ونمذجة الحزمة مع صورة فيديو الحساس .

6) مولد الاضطراب : يجرد نبضات المزامنة من فيديو الحساس و يولد شبكة أطوال موجية ماسحة لرصف فيديو الحساس مع العالم الخارجي .

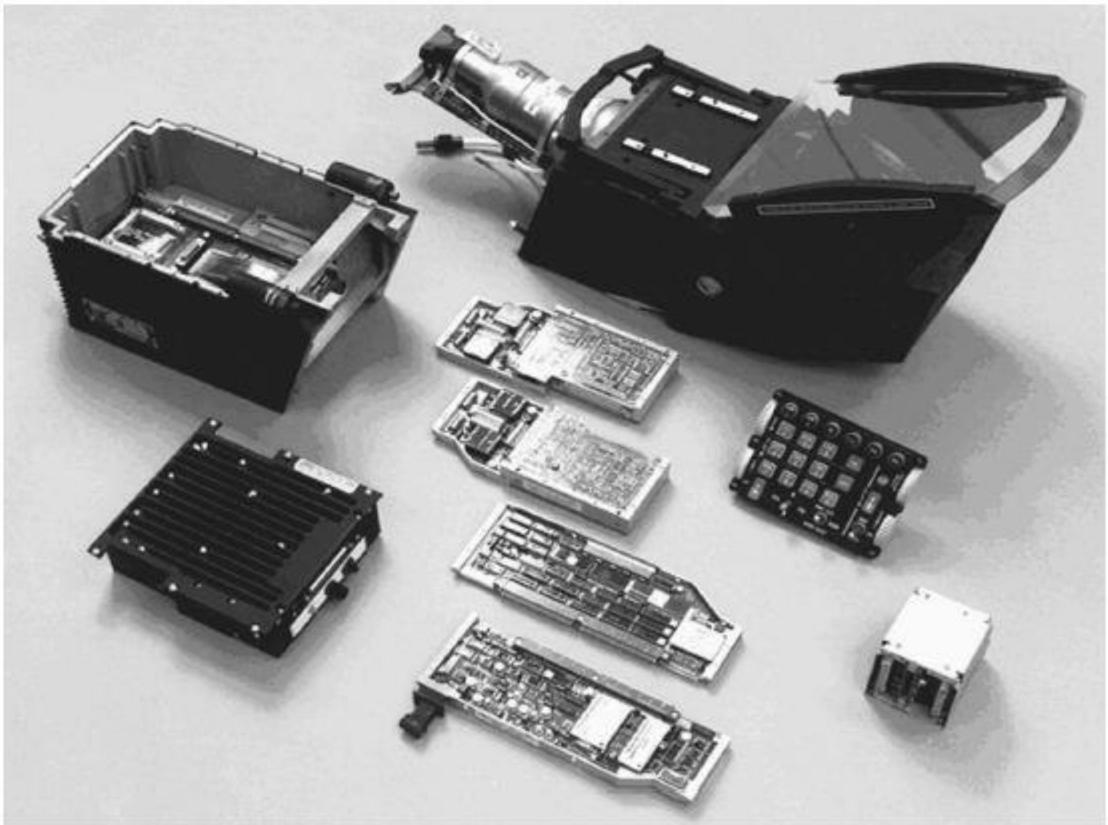
7) مصدر الطاقه عالي الجهد : يزود بكمون الأنود النهائي (عادة حوالي 18 kvolt) ، كمون التركيز(عادة 2–4 kvolt) و كمون الشبكة (عادة حوالي 200 volt) .

8) مصدر الطاقه منخفض الجهد : يزود بجميع الجهود المنخفضه اللازمة للدارات الإلكترونية بشكل نموذجي ± 20 V , ± 15 V , +5 V ... إلخ .

9) الهيكل : عاده غلاف خارجي معقد يزود بالحماية لعناصر وظائف الشاشة و يثبت إلى إنشاء الطائرة و مسؤول عن تراصف الشاشة مع محاور الطائرة .

ان فهم فيزياء أجزاء شاشة الرأس المرتفع غالبا ما يكون متعلقا بطائرة معينة لملاقاة متطلبات إمكانية العمل مع مغلف قمرة القيادة المتوفر . تدمج التراكيب الإلكترونية لشاشة الرأس المرتفع

للاستفادة الأفضل من مغلف المساحة المتوفرة .يوضح الشكل 1−22 التركيب الداخلي لشاشة عرض أمامية نموذجية .



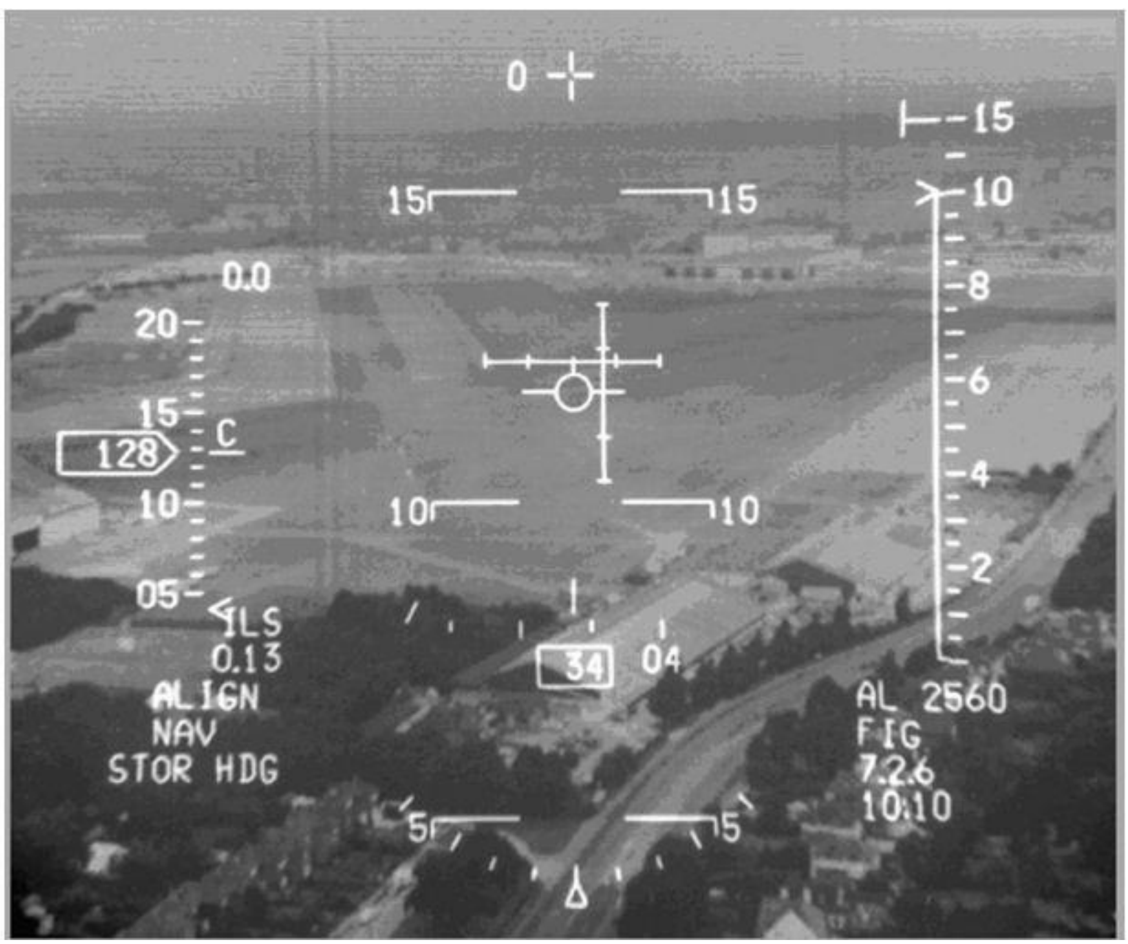
الشكل 1−22 التركيب الداخلي لشاشة عرض أمامية نموذجية

10.1. توليد الصورة Image Generation

لتحقيق أعلى سطوع و تباين شاشة ، تكتب الصورة النهارية في شاشة الرأس المرتفع في نمط الشوط . يوجد محتوى المعلومات في شارات انحراف الشعاع x و y . عرض خط عناصر الصورة هو عرض شعاع إلكترون أنبوب أشعة الكاثود . لأفضل دقة و وضوح ، عادة يكون أنبوب أشعة الكاثود منحرف إلكترومغناطيسيا و مركز إلكتروستاتيكيا . لتفادي اضطراب الصورة ، يعاد رسم أو تنشيط كامل الصورة بتردد أعلى من 50 هرتز (20 مث) . يكون مجال السطوع المطلق نموذجيا من المرتبة الرابعة (10000:1) من مقدار امتداد مجال بريق المحيط الخارجي من ضوء النهار الساطع إلى الليل .

تقدم شاشات الرأس المرتفع نهارا/ليلا القدرة على تقديم صور شبكة الفيديو لحساسات الرؤية الأمامية تحت الحمراء (FLIR) على الشاشة ، مما يتطلب من صورة الشاشة أن تكون مرتبطة بدقة بالعالم الخارجي . لذلك فإنه من الضروري وجود إمكانية لضبط قياس و موضع و أحيانا أطوال موجة مسح الشبكة لتتطابق بدقة مع مجال الرؤية للحساس .

تقدم شاشة الرأس المرتفع نهارية / ليلية مل هجين حيث أن الرموز المكتوبة بشكل نبضي تتوضع على صورة حساس الشبكة . الشكل 1−23 يوضح شاشة عرض أمامية ذات حساست رؤية أمامية تحت حمراء هجينة نموذجية .



الشكل 1−23 شاشة عرض أمامية ذات حساسات رؤية أمامية تحت حمراء هجينة

11.1. رموز شاشة الرأس المرتفع و مبدأ الاستخدام

HUD Sympology and Principle of Use

تاريخيا كانت رموز شاشة الرأس المرتفع مصممة خصيصا حسب نوع الطائرة ، و على الرغم من ذلك فإنه توجد حاليا نظم قياسية لهذه الرموز .تضم حاليا المساحات الرئيسية للشاشة الرموز التالية :

- بيانات الطيران الأساسية
- الرموز الملاحية
- تصويب السلاح جو–سطح
- تصويب السلاح جو–جو

– **بيانات الطيران الأساسية**

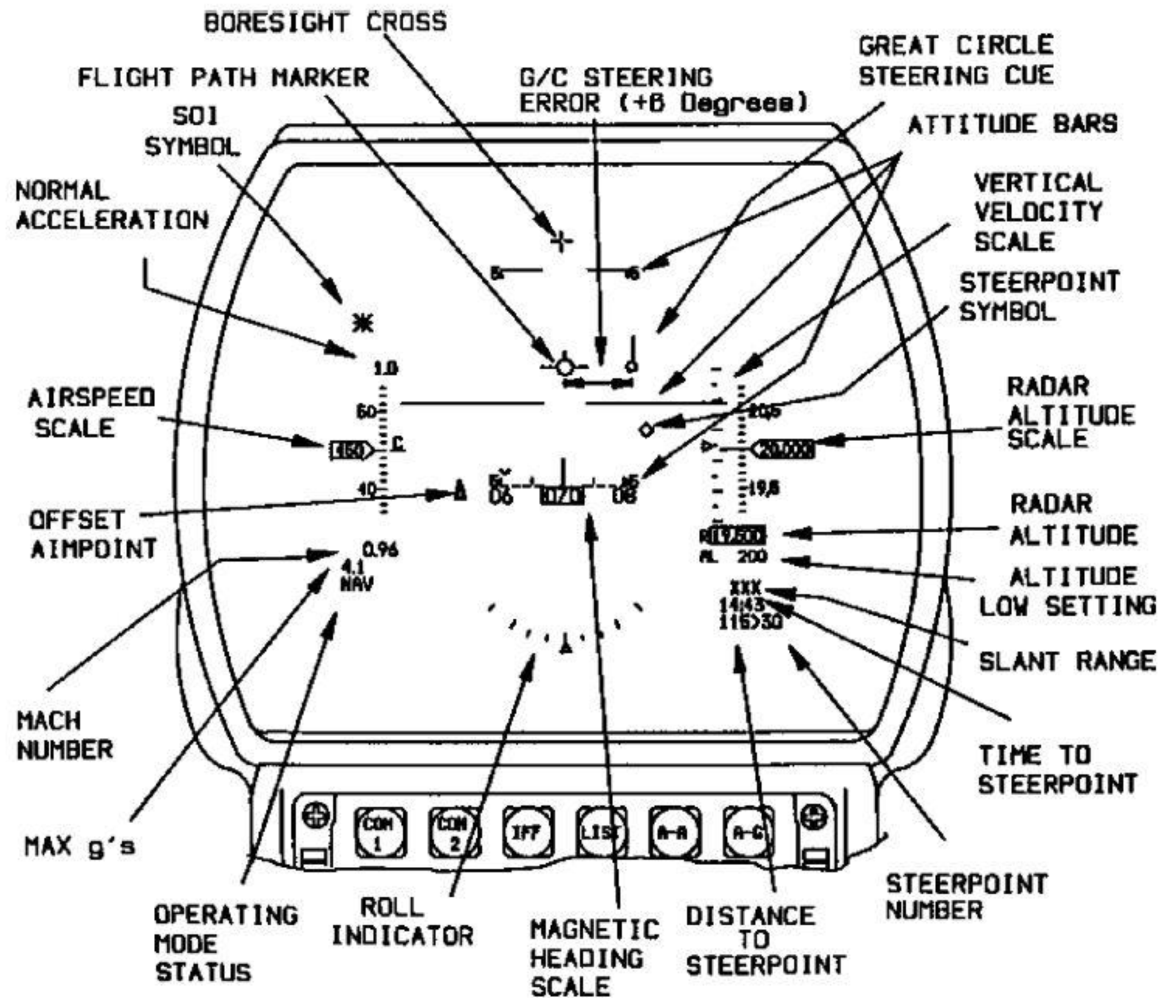
عادة تضم بيانات الطيران الأساسية المعروضة على شاشة الرأس المرتفع ما يلي :

- علام/شعاع مسار الرحلة (يعرف أيضا بشعاع السرعة)
- الارتفاع (pitch and roll)
- السرعة
- الوجهة
- السرعة الشاقولية (معدل التسلق / الغوص)
- زاوية الهجوم

يوضح الشكل 1–24 رموز الطيران الأساسية لشاشة عرض أمامية نموذجية .

يقدم مسار علام الرحلة شعاع مسار الرحلة على شكل ارتباط تشابهي . يشير هذا الرمز إلى شعاع السرعة اللحظي أو الاتجاه الذي تحلق فيه الطائرة . يشار إلى الارتفاع أيضا بشكل ارتباط تشابهي كخط أفق مرتبط مع خط الأفق الحقيقي إذا كان مرئيا . تشير الخطوط الإضافية (Pitch Ladder) الموازية لخط الأفق إلى زوايا الخطران (Pitch Angles) الموجبة و السالبة ، عادة عند بفاصل مقداره 5^{o} .

يشار إلى السرعة و الارتفاع بقيم عددية و مقياس شريطي خطي . يشار إلى الوجهة عادة بقراءة عددية على مقياس أفقي . يمكن ضم قراءات عددية أخرى إذا كانت مفيدة للطيار و تساعد في إتمام المهمة . هذا يتضمن التسارع اللحظي g ، الضبط البارومتري ، نقطة الطريق الطولية و العرضية و الوقت و المسافة المتبقية للنقطة القادمة .



الشكل 1-24 رموز الطيران الأساسية

- **الرموز الملاحية**

تضاف الرموز الملاحية إلى معلومات الطيران الأساسية لتقديم ملاحة ضمن المسار من/إلى منطقة هدف المهمة . تضم هذه المعلومات نموذجيا ما يلي :

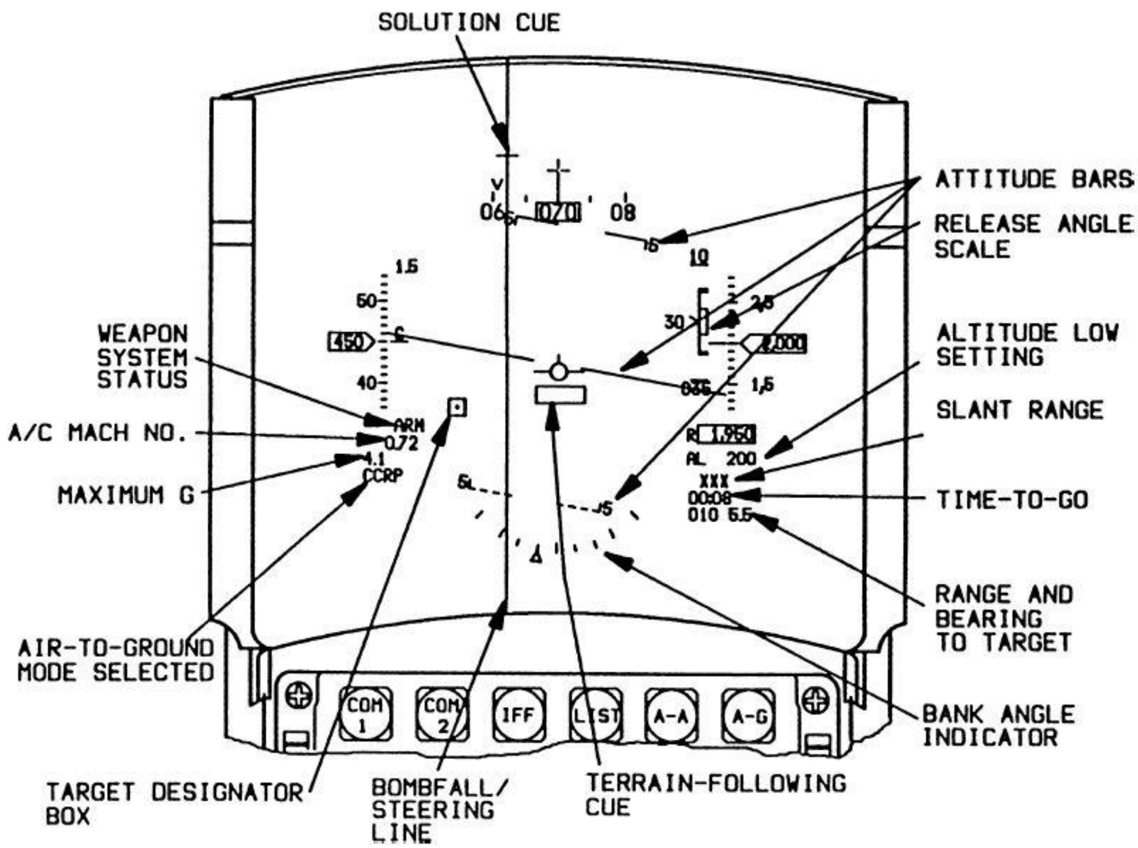
- الإرشادات العرضية و العمودية للمحافظة على خطة الرحلة المختارة .
- موقع نقطة الطريق التالية (إحدداثيات طولية و عرضية) .
- التحمل و المدى إلى نقطة الطريق التالية .
- الوقت اللازم للوصول إلى النقطة التالية .

عند الاقتراب من نقطة الطريق التالية ، يشير رمز على شكل صليب مثبت إلى موضع النقطة استنادا إلى أفضل تقدير لموقع الطائرة الحالي . يجب أن يغطي الصليب هذه النقطة المرئية بدقة . إن أي خطأ يمثل خطأ في تقدير الموقع الحالي يمكن تصحيحه يدويا من قبل الطيار .

- **تصويب السلاح جو – سطح**

عند الدخول إلى منطقة الهدف ، يختار الطيار السلاح المراد استخدامه ، و يتغير ترميز شاشة الرأس المرتفع تبعا لذلك . يوضح الشكل 1–25 الترميز النموذجي لحالة إلقاء قنابل سقوط حر على هدف محدد مسبقا .

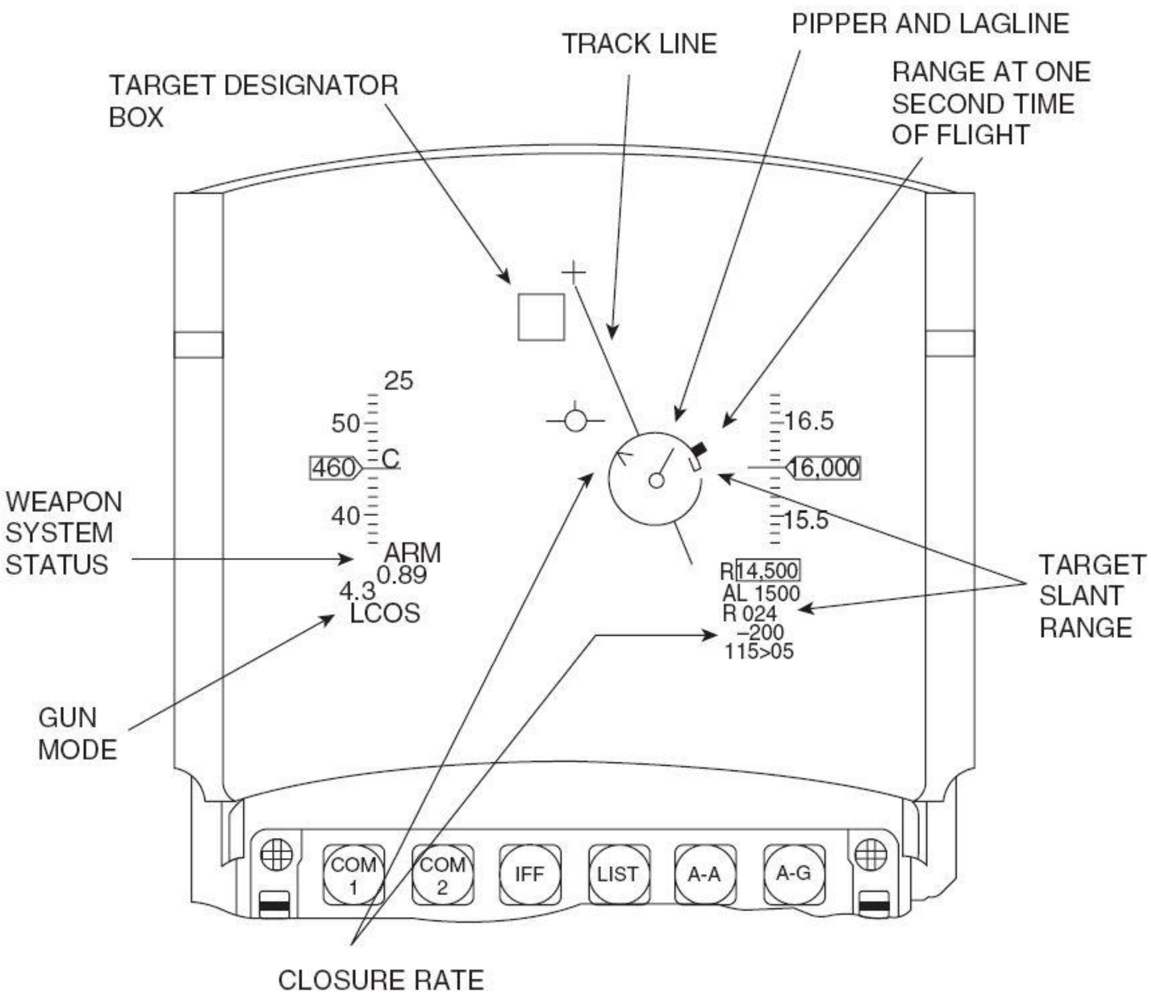
يتم إجراء تعديلات معينة على ترميز الشاشة حسب طرازات الأسلحة ، المناورات المختلفة و بالطبع حسب اختلاف القذائف .



الشكل 1−25 الرموز النموذجية لقنبلة جو−سطح في شاشة عرض أمامية

– تصويب السلاح جو – جو

يختار الطيار ما إذا كان يريد استخدام البنادق أو الصواريخ فتظهر الرموز المساعدة حسب السلاح المختار ليتمكن من التصويب على الهدف بدقة . الرموز النموذجية موضحة في الشكل 1−26 .[3]



الشكل 1–26 الرموز النموذجية لشاشة عرض أمامية في حالة تصويب جو – جو

References

المراجع

[1] Federal Aviation Administration Journal , "Flight Instruments",Chapter 3;Page: 34.

[2] Cary R. Spitzer, "The Avionics Handbook",CRC Press,2001;Pages:73-74.

[3] Ian Moir and Allan G. Seabridge, "Military Avionics Systems". John Wiley & Sons, 2006;Pages: 440-455.

بيانات الهواء و أنظمتها

Air Data and Air Data Systems

روهات لكتو – زيدان دلّة

Key words **الكلمات المفتاحية**

ATC Air traffic control; IAS Indicated air speed; IN Inertial navigation; INS Inertial navigation system; FMS Flight management system

Introduction 1.2. مقدمة

توفر أنظمة بيانات الهواء معلومات دقيقة و هامة جداً للطيار و الأنظمة التقنية الثانوية بالطائرة مثل ضغط الارتفاع و سرعة التسلق و السرعة المعدلة و السرعة الحقيقية و رقم ماخ و درجة الحرارة الستاتيكية و نسبة الكثافة.

Air Data Information and It's Use 2.2. معلومات بيانات الهواء و استخدامها

Air Data Measurements 1.2.2. قياسات بيانات الهواء

تستخرج بيانات الهواء مثل ضغط الارتفاع , و السرعة الشاقولية , السرعة المعدلة , السرعة الحقيقية , رقم ماخ , درجة الحرارة الستاتيكية و نسبة الكثافة , من ثلاث قياسات أساسية عن طريق حساسات موصولة إلى مسابر تقيس مايلي :

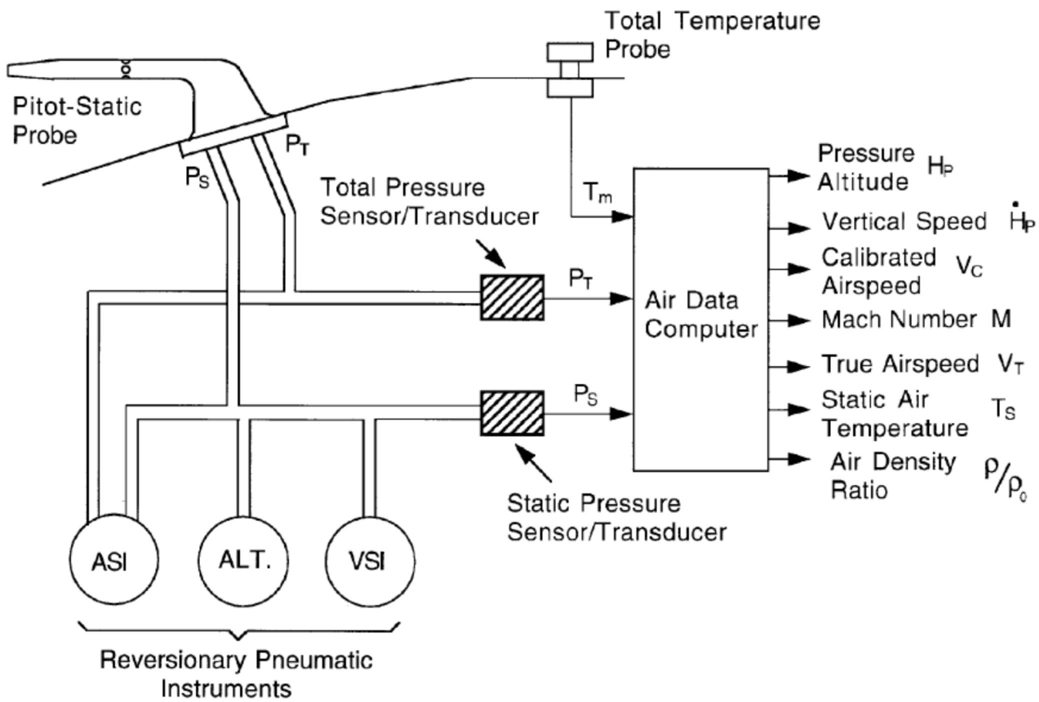
1- الضغط الكلي
2- الضغط الستاتيكي
3- درجة الحرارة الكلية

الشكل 1 يبين رسم تمثيلي لنظام بيانات الهواء .

الضغط الكلي P_T يقاس بواسطة حساس ضغط مطلق موصول إلى أنبوب بيتو موضوع بمواجهة تيار الهواء , حيث أن الضغط الكلي هو مجموع , ضغط الاصطدام Q_C أو التوقف الذي يعرف

على أنه الضغط الازم لإيقاف تيار جاري من الهواء بالنسبة لانبوب بيتو، و الضغط الستاتيكي P_S للتيار الحر .

$$P_T = Q_C + P_S$$



الشكل 2-1 نظام بيانات هواء بسيط

يقاس الضغط الستاتيكي بواسطة مقياس ضغط مطلق موصول إلى فوهة توضع هذه الفوهة على سطح الطائرة في منطقة يكون فيها الضغط تقريبا يساوي ضغط الهواء المحيط .

لدى الطائرات العسكرية ذات الأداء العالي مسبار يقيس الضغط الستاتيكي و الضغط بيتو بآن معاً حيث يمتد المسبار إلى خارج الطائرة ليكون بعيداً قدر الامكان عن الاضطرابات الإيروديناميكية و موجات الصدمة المتولدة عن انشاء الطائرة .

لدى بعض الطائرات المدنية مسبار بيتو منفصل عن فوهة الضغط الستاتيكي يتموضع المسبار عادتا في مكان بين أنف الطائرة و الجناح .

يحدد المكان المناسب لموضع انبوب بيتو و فوهة الضغط الستاتيكي عن طريق الخبرة و التجريب . يميل المصممون في الطائرات العسكرية الحديثة إلى أن تكون مداخل الأنظمة مشطوفة لأسباب التمويه حيث أن المسابر تعطي اشارة رادارية قوية .

من الجدير بالذكر أن انبوب بيتو الذي يستخدم بشكل واسع في الطائرات و الأنفاق الهوائية لقياس السرعة بسهولة و فعالية قد تم اختراعه قبل 250 عام من قبل العالم الرياضي الفرنسي هنري بيتو Henri Pitot الذي اخترعه من أجل قياس تدفق المياه في الأنهار و القنوات .

يمكننا من جراء قياس الضغط الستاتيكي و الكلي استنتاج البارمترات التالية :

1- ارتفاع الضغط H_P Pressure Altitude : حيث يستنتج من الضغط الستاتيكي و بالاستعانة بجداول الهواء القياسية .

2- السرعة الشاقولية أو سرعة التسلق $\dot{H}_P$ Vertical Speed: تستنتج بمفاضلة الضغط الستاتيكي .

3- سرعة الهواء المعدلة V_C Calibrated Airspeed تستنتج من ضغط الصدم .

4- رقم ماخ Mach number M هو نسبة السرعة الحقيقية إلى سرعة الصوت المحلية A وأيضا يمكن استنتاجه من نسبة الضغط الكلي إلى الضغط الستاتيكي . تعرف السرعة الحقيقية على أنها سرعة الطائرة بالنسبة للهواء .

تقاس درجة الحرارة المقاسة T_m عن طريق حساس موجود داخل مسبار يوضع في مواجهة تيار الهواء حيث تقيس هذه الألية درجة حرارة التيار الحر T_S مضافا إليها الزيادة في درجة الحرارة الناتجة من توقف كلي أو التوقف الجزئي للتيار الحر عن الحركة بالنسبة لمسبار حساس درجة الحرارة

تعرف درجة الحرارة في حال توقف الجريان كلياً باسم درجة الحرارة الكلية للهواء total air temperature T_T و يكون في هذه الحالة نسبة الاسترجاع أو التحصيل *recovery ratio* *r=1*.

2.2.2. كميات بيانات الهواء و أهميتها The AD Quantities and Their Importance

بيانات الهواء للطيار

إن أهم البيانات التي يجب أن تتوافر لدى الطيار لكي يتمكن من القيام بعملية الطيران هي:ارتفاع الضغط pressure altitude و سرعة الهواء المعدلة calibrated airspeed

- ارتفاع الضغط : هو ارتفاع الطائرة فوق سطح البحر مستنتجا من قياس الضغط الستاتيكي و مقارنته مع جداول الهواء standard atmosphere
- سرعة الهواء المعدلة :هي السرعة عند شروط سطح البحر و تعطي نفس ضغط الصدم عند الارتفاع الذي تحلق عنده الطائرة .

1- إن سبب أهمية السرعة المعدلة بالنسبة للطيار هو أنها تستطيع تحديد ضغط الصدم impact pressure , وباستخدام ضغط الصدم و زاوية الهجوم للطائرة نستطيع تحديد قوة الرفع والجر و العزوم الآيروديناميكية المتولدة عن الطائرة ,حيث أن هذه القوى تحدد بدورها قدرة الطائرة على الطيران و المناورة .

إن ضغط الصدم في السرعات المنخفضة حتى (100 m/sec) مع إهمال تأثير الإنضغاطية يكون تابع لسرعة الهواء الحقيقية V_T و كثافة الهواء ρ وفق العلاقة:

$$1/2\rho V_T^2$$

ولكن في السرعات العالية تكون هذه العلاقة غير صحيحة بسبب تأثير الانضغاطية و بالتالي يصبح ضغط التوقف أو ضغط الصدم تابع لرقم ماخ أيضا .

إن كثافة الهواء مرتبطة بشكل مباشر بالارتفاع و لذلك و من أجل الحفاظ على نفس قوة الرفع المتولدة عن سطح البحر في الارتفاعات العالية يجب علينا زيادة السرعة الحقيقية للهواء لكي نولد نفس الضغط الديناميكي

2- ارتفاع الضغط : إن تحديد ارتفاع الطائرة بدقة هو أمر مهم جدا للتحكم بمسار الطيران في المستوي الشاقولي فعلى سبيل المثال للحفاظ على مسافة أمان بين الطائرة و الجبال وتحت شروط الرؤية السيئة أو عند الطيران في الغيوم أو الليل و عند القيام في عملية الهبوط .

تحتاج سلطات المرور الجوي (ATC) إلى قياسات دقيقة لارتفاع الضغط للتحكم بمرور الطائرات لتأمين مسافة تفصل بين الطائرات التي تطير فوق بعضها خصوصا في خطوط الطيران المزدحمة حيث تنقل معلومات عن ارتفاع الضغط بشكل آلي إلى محطات (ATC) الأرضية .

3- سرعة الهواء الحقيقية True airspeed: تفيد الطيار في عملية الملاحة

4- رقم ماخ:في السرعات الصوتية والفوق صوتية تحدث زيادة في قوة الجر كما تتغير مواصفات قوة الرفع و العزوم الآيروديناميكية و ذلك بسبب تأثير الانضغاطية و بالتالي في السرعات العالية يعتمد على رقم ماخ في تحديد أداء و أسلوب التحكم للطائرة أي أن رقم ماخ مهم جدا للطيار كما أنه مهم لبعض الأنظمة التقنية الثانوية في الطائرة

5- السرعة الشاقولية أو معدل التسلق /الهبوط Vertical speed or rate of climb/descent: يستخدم في إظهار السرعة الشاقولية على لوحة التحكم للطيار ما يسمى The vertical speed indicator (VSI) و يستخدمه الطيار في عملية الانعطاف وبالتالي يستطيع الطيار تعويض هذه الخسارة في الارتفاع

6- زاوية الهجوم: إن قوة الرفع تزداد بشكل خطي مع زيادة زاوية الهجوم حتى تصل إلى أعلى زاوية ممكنة حيث يحدث عندها الانهيار حيث تتناقص قوة الرفع بشكل كبير لذلك توضع عدة حساسات لقياس زاوية الهجوم لكي يتمكن الطيار من مراقبة تغيرات هذه الزاوية وبالتالي ضمان عدم وصولها إلى قيمتها الحرجة .

أهمية بيانات الهواء للأنظمة الثانوية

نظام الإرسال للتحكم بالمرور الجوي Air traffic control transponder يزود هذا النظام بارتفاع الضغط لكي يرسله بشكل آلي إلى المحطات الأرضية لسلطات المرور الجوي(ATC)

تتحكم سلطات التحكم بالمرور الجوي بمستويات الطيران التي يجب على الطائرة إتباعها منعا للتصادم حيث تحدد بمسافة شاقولية بمقدار (1,000 ft) بين طائرتين تحلقان في نفس المجال الجوي

كما ذكرنا سابقا إن ارتفاع الضغط يحدد بواسطة الضغط الستاتيكي و مقارنة هذا الضغط مع جداول الهواء ,إن هذه الطريقة مكنتنا من إيجاد علاقة رياضية بين الارتفاع و الضغط الستاتيكي.

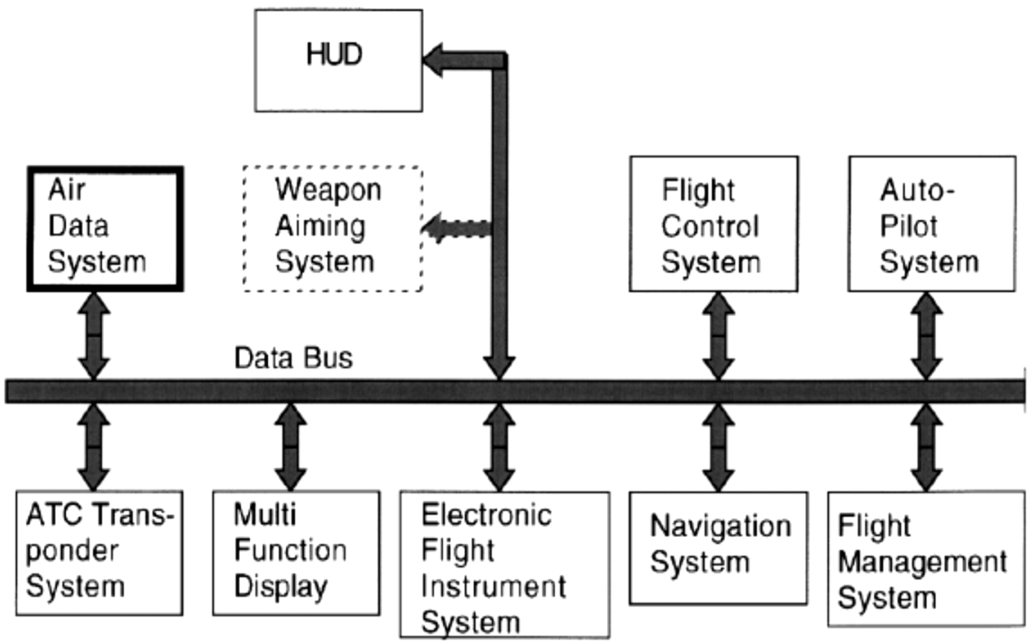
قد تختلف قيمة ارتفاع الضغط عن القيمة الحقيقية لارتفاع الطائرة بسبب التقلبات الجوية اليومية التي تقوم بحرف قيمة الضغط عن قيمة الضغط في جداول الهواء القياسية وتكون هذه الانحرافات صغيرة جدا عند الارتفاعات المنخفضة ويتم إجراء تصحيح لضغط الأرض ولكن في الارتفاعات العالية و رغم هذا التصحيح على ضغط الأرض تكون الانحرافات كبيرة جدا ,ولكن من وجهة نظر نظام التحكم بحركة المرور الجوية فإن هذا الاختلاف بين القيمة الحقيقية للارتفاع و ارتفاع الضغط ليست ذا أهمية بشرط أن تكون جميع الطائرات التي تحلق في المجال الجوي ترتكب نفس الخطأ في القياس فإذا فرضنا أن الطائرة A تعطي بيانات إلى سلطات (ATC) تفيد بأنها تطير على ارتفاع 33,000 ft وأن الطائرة B تفيد بأنها تطير على ارتفاع 34,000 ft و ليكن الخطأ المرتكب في القياس هو(ΔH)وبالتالي يكون الارتفاع الحقيقي للطائرة A هو$33{,}000+\Delta H$ بينما الارتفاع الحقيقي للطائرةB هو $34{,}000+\Delta H$ و بافتراض أن المسافة الشاقولية المطلوبة بين الطائرتين هي 1,000 ft وبالتالي يكون :

$$(34{,}000+\Delta H)-(33{,}000+\Delta H)=1{,}000 \text{ ft}$$

أنظمة التحكم بالطيران (FCS) Flight control systems: من متطلبات هذه الأنظمة سرعة الهواء المعدلة و ارتفاع الضغط و باستخدام هذه البيانات تستطيع هذه الأنظمة القيام بتعديلات آلية لتحسين استجابة الطائرة إلى عملية التحكم ضمن مغلف الطيران

نظام الطيار الآلي Autopilot system: يحتاج نظام الطيار الآلي لبيانات الهواء للقيام بعمليات مثل الحفاظ على الارتفاع أو للوصول إلى ارتفاع معين و للحفاظ على قيمة رقم ماخ أو للوصول إلى رقم ماخ معين و للوصول إلى سرعة معينة أو الحفاظ على سرعة معينة

نظام الملاحة Navigation system : تحتاج أنظمة الملاحة إلى ارتفاع الضغط للقيام بالملاحة في المستوي الشاقولي حيث يمكن دمج ارتفاع الضغط مع نظام الملاحة العطالي *inertial navigation system (INS)* و استنتاج السرعة الشاقولية والارتفاع يستنتج شعاع السرعة للطائرة من جمع شعاعي السرعة الشاقولية والسرعة الأفقية



الشكل 2-2 تدفق بيانات الهواء لأنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية

3.2 استنتاج قوانين وعلاقات بيانات الهواء

Derivation of Air Data Laws and Relationships

.1.3.2 علاقة الارتفاع والضغط الستاتيكي Altitude – Static Pressure relationship

إذا قمنا بإسقاط القوى المؤثرة على عنصر حجمي من الهواء في المستوي الشاقولي

$$-dp = \rho g dH \qquad (7.1)$$

حيث g ثابت الجاذبية الأرضية و لدينا من قانون الغازات

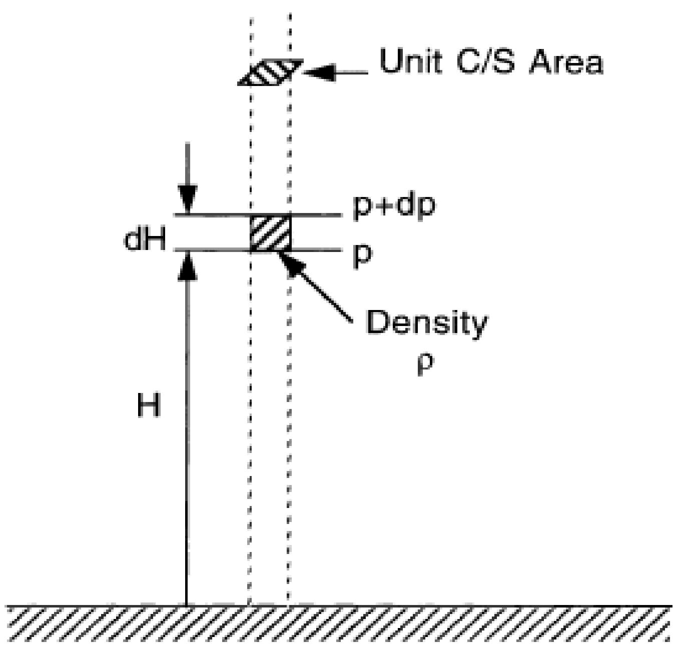
$$p = \rho R_a T \qquad (7.2)$$

و من المعادلتين (7.1) و(7.2)نجد

$$-\frac{dp}{P} = \frac{g}{R_a T} dH \qquad (7.3)$$

يمكن أن نعبر عن T كتابع للارتفاع H ولكن ضمن الفرضيات التالية :

- إن درجة الحرارة عند سطح البحر والضغط عند سطح البحر ثابتان
- إن درجة الحرارة تتناقص مع الارتفاع بشكل خطي حتى ارتفاع يسمى بالتروبوبوز (Tropopause) و من ثم تكون درجة الحرارة ثابتة حتى الوصول إلى ارتفاع (stratopause)، إن المنطقة أسفل التروبوبوز تعرف باسم التروبوسفير (troposphere).



الشكل 2-3 علاقة الضغط الستاتيكي بالارتفاع

إن العلاقة التي تربط بين الارتفاع ودرجة الحرارة ضمن التروبوسفير هي

$$T = T_0 - LH$$

حيث أن L معدل تناقص درجة الحرارة

- إن درجة الحرارة فوق ارتفاع التروبوبوز تبقى ثابتة عند قيمة T_T^* حتى ارتفاع الستراتوبوز تسمى هذه المنطقة بالستراتوسفير stratosphere
- عند ارتفاع أعلى من الستراتوبوز تبدأ درجات الحرارة بالزيادة بشكل خطي مع الارتفاع تعرف هذه المنطقة باسم الكيموسفير chemosphere

درجة الحرارة في الكيموسفير تعطى بالعلاقة

$$T = T_{T^*} + L(H - H_S)$$

حيث L معدل زيادة درجة الحرارة و H_S ارتفاع الستراتوبوز

إن قيمة تسارع الجاذبية الأرضية g عند ارتفاع H يختلف عن قيمته عند سطح الأرض g_0 و يتبع قانون التربيع العكسي

$$g = \frac{R_0^2}{(R_0 + H)^2} g_0$$

حيث أن R هو نصف قطر الأرض $R=6356.8\ Km$

إن تأثيرات هذه التغيرات في تسارع الجاذبية الأرضية على ارتفاع الضغط صغيرة جداً و بالتالي يمكن اعتبار تسارع الجاذبية الأرضية ثابت عند القيمة g_0 .

في طبقة التروبوسفير $T=T_0-LH$، و بتكامل العلاقة 7.3 نحصل على

$$-\int_{P_{s0}}^{P_s} \frac{1}{p} dp = \frac{g_0}{R_a} \int_0^H \frac{1}{(T_0 - LH)} dH$$

حيث إن قيمة P_s0 هي قيمة P عند سطح البحر H=0 و P_s هي قيمة P عند الارتفاع H و بالتالي

$$\log_e \frac{P_S}{P_{S0}} = \frac{g_0}{LR_a} \log_e \frac{(T_0 - LH)}{T_0}$$

$$P_S = P_{S0}\left(1 - \frac{L}{T_0}H\right)^{g_0/LR_a}$$

$$H = \frac{T_0}{L}\left[1 - \left(\frac{P_S}{P_{S0}}\right)^{LR_a/g_0}\right]$$

1- في طبقة الستراتوسفير

$$-\int_{P_{sT}}^{P_s} \frac{1}{p} dp = \frac{g_0}{R_a T_{T^*}} \int_{H_T}^{H} dH$$

حيث أن P_{ST}^* هو الضغط عند ارتفاع التروبوبوز H_T و بالتالي :

$$P_S = P_{ST} e^{-(g_0/R_a T_{T*})(H - H_T)}$$

$$H = H_T + \frac{R_a T_{T*}}{g_0} \log_e \frac{P_{ST}}{P_S}$$

2- طبقة الكيموسفير

$$P_S = P_{SS}\left[1 + \frac{L}{T_{T^*}}(H - H_S)\right]^{-g_0/R_a L}$$

$$H = H_S + \frac{T_{T^*}}{L}\left[\left(\frac{P_{SS}}{P_S}\right)^{R_a L/g_0} - 1\right]$$

إن قيمة الثوابت المستخدمة في هذه المعادلة موجودة بالجدول 7.1. إن الرمز H_p يستخدم للدلالة على ضغط الارتفاع من الآن فصاعداً.

Table 7.1 Pressure–altitude law constants.

Constant	Standard atmosphere value
Pressure at sea level, P_{S0}	101.325 kPa (1013.25 mb)
Temperature at sea level, T_0	288.15°K
Troposphere lapse rate, L	6.5×10^{-3} °C/m
Tropopause height, H_T	11,000 m (36,089.24 ft)
Tropopause temperature, T_{T*}	216.65°K (−56.5°C)
Stratopause height, H_S	20,000 m (65,617 ft)
Chemosphere rise rate, L	1.0×10^{-3}°C/m
Chemosphere height limit	32,004 m (105,000 ft)
g_0	9.80665 m/sec^2
R_a	287.0529 Joules/°K/kg
g_0/LR_a (Troposphere)	5.255879
g_0/R_aT	1.576885×10^{-4} m^{-1}
g_0/LR_a (Chemosphere)	34.163215

إن المعادلات التالية هي معادلات تربط بين P_s و H بعد التعويض بقيمة الثوابت

1- التروبوسفير : (914.4 m – إلى 11000 m)

$$P_S = 1{,}013.25(1 - 2.25577 \times 10^{-5} H_P)^{5.255879}\ \text{mb}$$

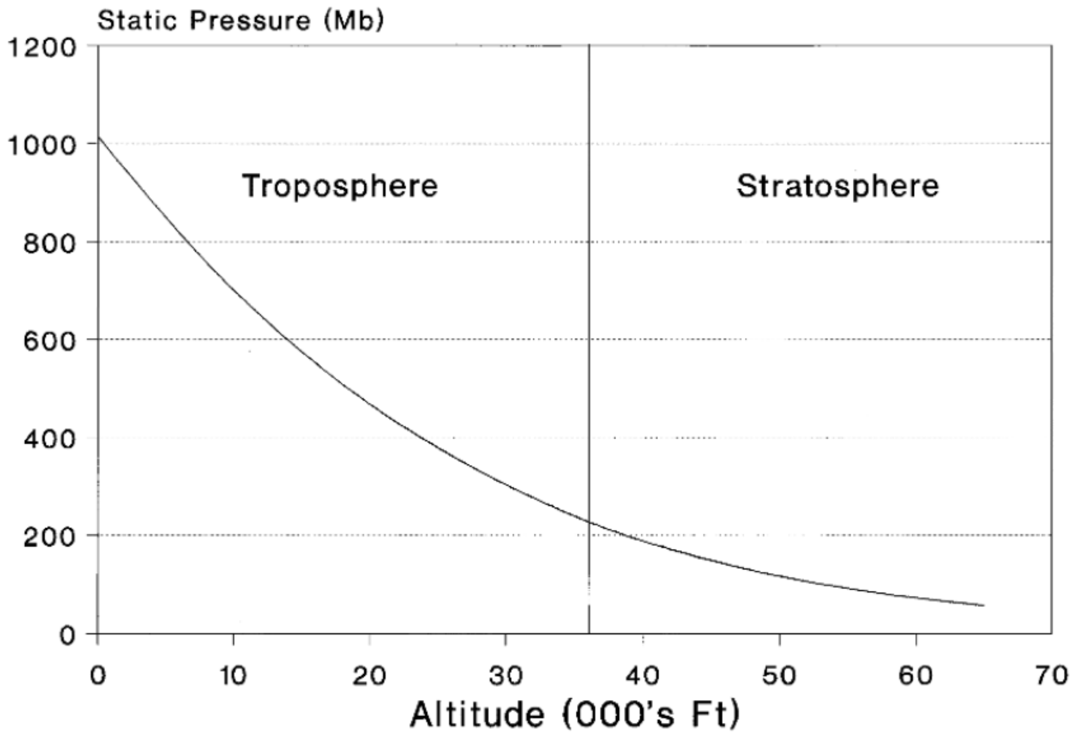
2- الستراتوسفير : (11000 m – إلى 20000 m)

$$P_S = 226.32\, e^{-1.576885\times10^{-4}(H_P - 11{,}000)}\ \text{mb}$$

3- الكيموسفير : (20000 m – إلى 32004 m)

$$P_S = 54.7482[1 + 4.61574 \times 10^{-6}(H_P - 20{,}000)]^{-34.163215}\ \text{mb}$$

الشكل 2-4 يعبر عن الرسم البياني للعلاقات السابقة



الشكل 2–4 الضغط الستاتيكي مقابل الارتفاع

2.3.3. علاقة الارتفاع و الكثافة Air Density Versus Altitude Relationship

تستنتج علاقة الارتفاع H و الكثافة ρ من معادلة الحالة للغازات و معادلات الضغط مع الارتفاع.

$$P_S = \rho R_a T$$

على سبيل المثال : طبقة التروبوسفير

$$P_S = P_{S0}\left(1 - \frac{L}{T_0}H\right)^{g_0/LR_a}$$

$$T = T_0 - LH$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{L}{T_0}H\right)^{(g_0/LR_a)-1}$$

حيث أن ρ_0 هي الكثافة عند سطح البحر

$$\rho_0 = P_{S0}/R_a T_0$$

حيث أن ρ/ρ_0 هي عامل تناقص الكثافة . مثال : نريد أن نحسب كثافة الهواء على ارتفاع 10000 m حيث أن

$$\rho_0 = 1.225\ \text{kg/m}^3\ (g_0/LR_a = 5.255879)$$

$$\text{Density at 10,000 m} = 1.225\left(1 - \frac{6.5}{1000} \times \frac{10000}{288.15}\right)^{5.255879-1} = 0.4127\ \text{kg/m}^3$$

كما يحسب عامل تناقص الكثافة عادةً من العلاقة التالية التي تربط الضغط الستاتيكي مع درجة الحرارة المقاسة T_m حيث أن T_s هي درجة حرارة الهواء الستاتيكية

$$T_S = T_m/(1 + r0.2\ M^2)$$

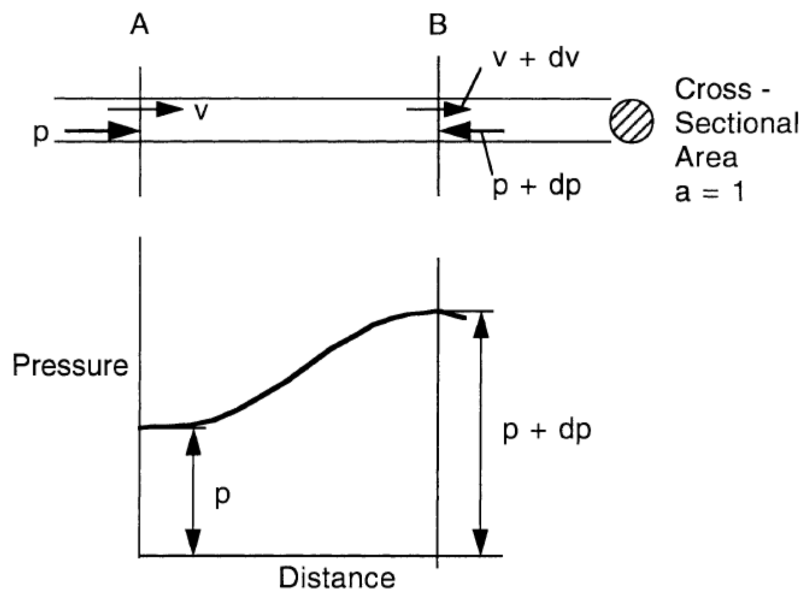
$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_S}{P_{S0}} \cdot \frac{T_0}{T_S}$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_S}{P_{S0}} \cdot \frac{T_0(1 + r0.2\ M^2)}{T_m}$$

3.3.2. سرعة الصوت A — Speed Of Sound A

ليكن لدينا أنبوب من تيار من الهواء مساحة مقطعه واحدية A حيث تنتقل داخل هذا الأنبوب موجة من الضغط سرعتها V تنتقل من اليمين إلى اليسار.

لنتخيل الآن حالة مشابهة لتلك الحالة إلا أن موجة الضغط ثابتة لا تتحرك و إن الهواء هو الذي يتحرك بنفس السرعة من اليسار إلى اليمين كما في الشكل 2–5



الشكل 2-5 موجة ضغط

لننظر إلى المقطع A من الأنبوب حيث أن الضغط في هذا المقطع P و سرعة الهواء V و المقطع B حيث أن الضغط يزداد فيه بقيمة dP و تتغير السرعة فيه بقيمة dV و الكثافة بقيمة $d\rho$. من معادلة حفظ الكتلة

$$\rho a V = (\rho + d\rho) a (V + dV)$$

و بإهمال الحدود من الدرجة الثانية

$$-V d\rho = \rho dV$$

إن القوة المطبقة على تيار الهواء بين المقطعين A , B تساوي تغير كمية الحركة بالنسبة للزمن و تساوي التدفق الكتلي مضروبة بتغير السرعة .

= Change of momentum per second

= Mass per second × change in velocity

$$pa - (p + dp)a = \rho \, aV \, dV$$

$$dp = -\rho V dV$$

و بالتالي

$$dp/d\rho = V^2$$

إن انتقال موجة الضغط يقارب عملية أديباتية و ذلك لأن تغير الضغط يحدث بسرعة كبيرة بحيث لا يسمح بتغيرات داخلية في الحرارة.

إن قانون العملية الأديباتية هو :

$$p = \mathrm{K}\rho^{\gamma}$$

حيث أن:

$$\gamma = \frac{\text{specific heat of gas at constant pressure}}{\text{specific heat of gas at constant volume}} = \frac{c_p}{c_v}$$

($\gamma = 1.4$ for air) and $\mathrm{K} =$ constant.

$$\frac{dp}{d\rho} = K\gamma\ \rho^{\gamma - l} = \frac{\gamma\ p}{\rho}$$

ولتكن A هي سرعة الصوت

$$A = \sqrt{\frac{\gamma\ p}{\rho}}$$

$$p = \rho R_a T$$

و بالتالي

$$A = \sqrt{\gamma R_a T}$$

و بالتالي فإن سرعة الصوت تتغير بتغير درجة الحرارة فقط. إن سرعة الصوت عند سطح البحر تساوي A_0=340.294 m/sec.

إن سرعة الصوت تتناقص بزيادة الارتفاع حتى نصل إلى ارتفاع التروبوبوز و بعد ذلك تثبت قيمته ضمن طبقة الستراتوسفير. تعطى سرعة الصوت في طبقة التروبوسفير بالعلاقة

$$A = A_0\sqrt{1 - \frac{L}{T_0}H}$$

إن جدول 7.2 يبين التغيرات في سرعة الصوت على ارتفاعات مختلفة.

Table 7.2 Speed of sound variation with height.

H	Speed of sound (A)	
0 ft	340.3 m/s	(661.5 knots)
10,000 ft	328.4 m/s	(637.4 knots)
20,000 ft	316.0 m/s	(614.3 knots)
30,000 ft	303.2 m/s	(589.4 knots)
36,089 ft	295.1 m/s	(573.6 knots)
65,617 ft	295.1 m/s	(573.6 knots)

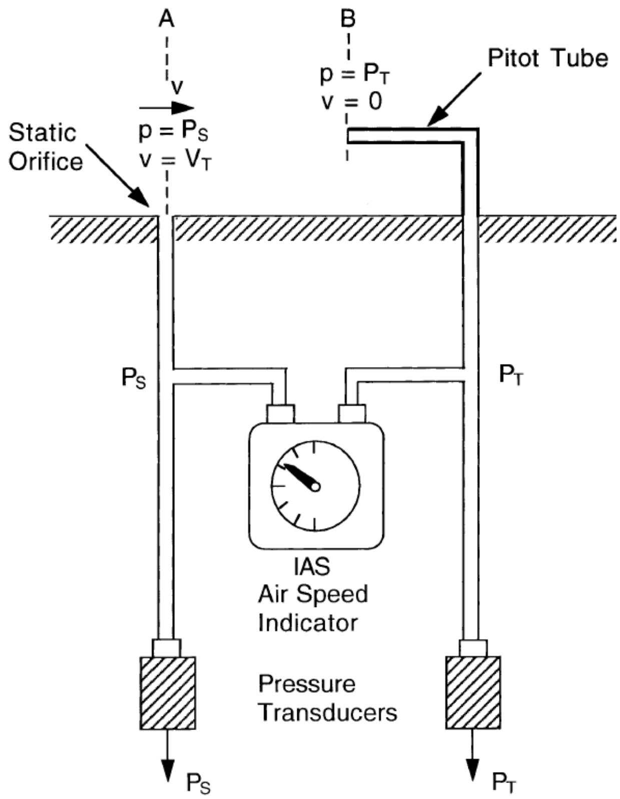
4.3.2. علاقة الضغط و السرعة Pressure-speed relationships

1- السرعات الدون صوتية Subsonic Speeds

يمثل الشكل 2-6 نظام قياس الضغط الستاتيكي و الكلي. لنعتبر الحالة الأولى التي تكون بها سرعة الهواء صغيرة أصغر من M=0.3 حيث يعتبر الهواء غير قابل للانضغاط و بالتالي تكون الكثافة ثابتة و بالتالي تكون معادلة الحركة لجريان الهواء :

$$dp + \rho V dV = 0$$

في الجريان الحر يكون P=Ps و V=VT



الشكل 2-6 قياس ضغط الصدمة

عند مدخل المسبار إن P=PT و V=0 بمكاملة العلاقات السابقة ضمن هذه الشروط نجد:

$$\int_{P_S}^{P_T} dp + \rho \int_{V_T}^{0} V\, dV = 0$$

و بالتالي:

$$P_T - P_S = \frac{1}{2}\rho V_T^2$$

إن هذه المعادلة هي معادلة برنولي و بالتالي عند سرعات منخفضة

$$V_T = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{P_T - P_S} \quad \text{(at low airspeeds)}$$

إلا أن الهواء هو مائع قابل للانضغاط و هذا يعني أن الكثافة متغيرة و ليست ثابتة و بالتالي يجب علينا أخذ تغيرات الكثافة الناتجة عن ضغط الصدم المرتفع في السرعات التالية بالحسبان و باعتبار أن الجريان أديباتي نجد

$$P = K\rho^{\gamma}$$

$$\rho = \frac{1}{K^{1/\gamma}} P^{1/\gamma}$$

$$dp + \frac{1}{K^{1/\gamma}} P^{1/\gamma} V dV = 0$$

$$\int_{P_s}^{P_T} p^{1/\gamma} dp + \frac{1}{K^{1/\gamma}} \int_{V_T}^{0} V dV = 0$$

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1}\left[P_T^{(\gamma-1)/\gamma} - P_S^{(\gamma-1)/\gamma}\right] = \frac{1}{K^{1/\gamma}} \cdot \frac{V_T^2}{2}$$

$$K^{1/\gamma} = \frac{P_S^{1/\gamma}}{\rho}$$

$$\frac{P_T}{P_S} = \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} \cdot \frac{\rho}{\gamma P_S} \cdot V_T^2\right]^{\gamma/(\gamma-1)}$$

باعتبار أن $\gamma = 1.4$ و أن

$$(\gamma P_S)/\rho = A^2$$

$$\frac{P_T}{P_S} = \left[1 + 0.2\frac{V_T^2}{A^2}\right]^{3.5}$$

$$Q_C = P_S\left[\left(1 + 0.2\frac{V_T^2}{A^2}\right)^{3.5} - 1\right]$$

2- السرعات الفوق صوتية Supersonic Speed

$$\frac{P_T}{P_S} = \frac{\left[\frac{(\gamma+1)}{2}\left(\frac{V_T}{A}\right)^2\right]^{\gamma/(\gamma-1)}}{\left[\frac{2\gamma}{(\gamma+1)}\left(\frac{V_T}{A}\right)^2 - \frac{(\gamma-1)}{(\gamma+1)}\right]^{1/(\gamma-1)}}$$

$$\frac{P_T}{P_S} = \frac{166.92\left(\frac{V_T}{A}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_T}{A}\right)^2 - 1\right]^{2.5}}$$

$$Q_C = P_S\left[\frac{166.92\left(\frac{V_T}{A}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_T}{A}\right)^2 - 1\right]^{2.5}} - 1\right]$$

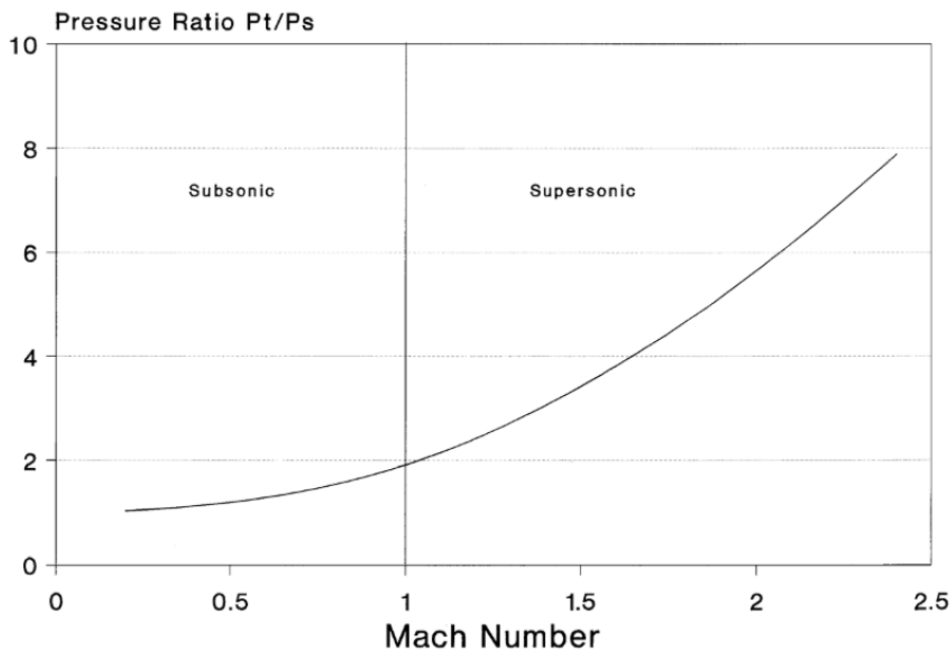
5.3.2. رقم ماخ Mach number

1- في السرعات الدون صوتية

$$\frac{P_T}{P_S} = (1 + 0.2M^2)^{3.5}$$

2- السرعات الفوق صوتية

$$\frac{P_T}{P_S} = \frac{166.92M^7}{(7M^2 - 1)^{2.5}}$$



الشكل 2–7 نسبة الضغوط إلى رقم ماخ

6.3.2. السرعة المعدلة **VcCalibrated** Airspeed

يمكن استنتاج السرعة المعدلة لأجل السرعات الدون صوتية و الفوق صوتية باعتبار شروط سطح البحر و التي هي $P_s=P_{s0}$ و $V_T=V_c$

1- السرعات الدون صوتية $V_c \leq A_0$

$$Q_C = P_{S0}\left\{\left[1+0.2\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2\right]^{3.5}-1\right\} \quad (7.37)$$

يمكن تبسيط المعادلة السابقة بنشر حدها الداخلي وفق سلسلة

و باعتبار أن $A_0^2 = (\gamma P_{S0})/\rho_0$

$$\left[1+0.2\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2\right]^{3.5}$$

و بالتالي نحصل على

$$Q_C \approx 1/2\rho_0 V_c^2\left[1+\frac{1}{4}\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2\right] \quad (7.38)$$

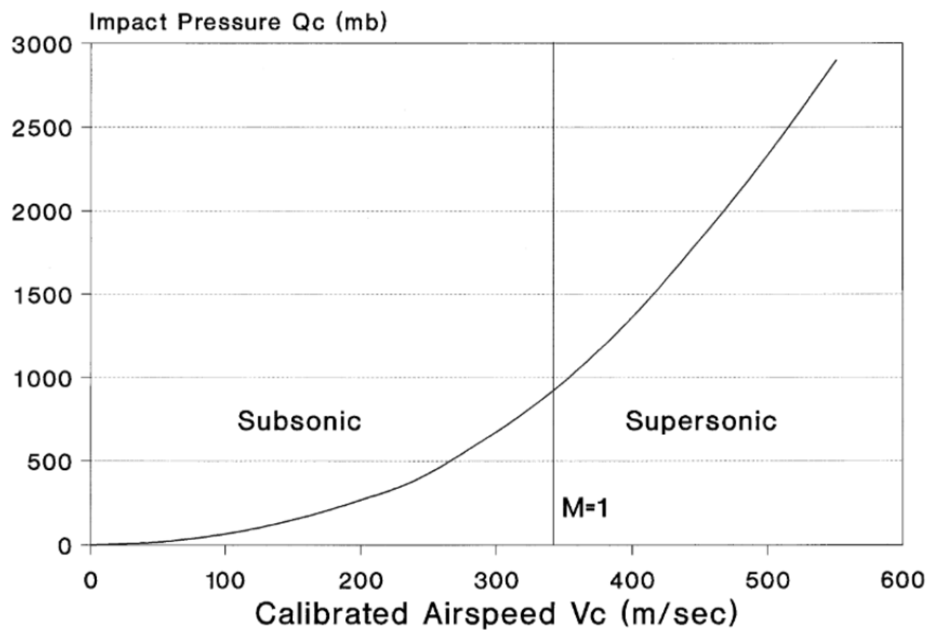
إن الخطأ في هذه المعادلة قريب من 1.25% عندما تكون $V_c=A_0$

يجب الملاحظة هنا أن المعادلة (7.37) هي المعادلة التي تستخدم في الطائرات حيث أن المعادلة (7.38) هي معادلة للتوضيح أنه في السرعات المنخفضة تكون $Q_c \approx 1/2\rho_0 v_c^2$

2- في السرعات الفوق صوتية $V_c>A_0$

$$Q_C = P_{S0}\left[\frac{166.92\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2-1\right]^{2.5}}-1\right]$$

الشكل 2-8 يوضح العلاقة بين V_c و Q_c



الشكل 2–8 نسبة الضغوط إلى رقم ماخ

7.3.2. درجة حرارة الهواء الستاتيكية Static Air Temperature

بتطبيق معادلة برنولي و باعتبار أن الجريان قابل للانضغاط و أن تغيرات الضغط أديباتية

$$\frac{P_1}{\rho_1} + \frac{1}{2}V_1^2 + E_1 = \frac{P_2}{\rho_2} + \frac{1}{2}V_2^2 + E_2$$

حيث أن P_1,ρ_1,V_1,E_1 و P_2,ρ_2,V_2,E_2 تمثل الضغط و الكثافة و السرعة و الطاقة الداخلية لنقطتين الأولى في الجريان الحر و الثانية هي نقطة التوقف عند المسبار.

في الجريان الحر $T_1 = T_S$ $\quad V_1 = V_T$

و عند نقطة التوقف في المسبار $T_2 = T_T$ $\quad V_2 = 0$ و بالتالي :

$$\frac{P_1}{\rho_1} = R_a T_1 \quad \text{and} \quad \frac{P_2}{\rho_2} = R_a T_2 \qquad \text{(gas law)}$$

$$\frac{1}{2}V_T^2 = (E_2 - E_1) + R_a(T_T - T_S)$$

يتحول التغير في الطاقة الداخلية إلى حرارة

$$E_2 - E_1 = Jc_v(T_T - T_S)$$

حيث أن J هو ثابت جول و C_v هي الحرارة النوعية للهواء عند ضغط ثابت و بالتالي :

$$\frac{1}{2}V_T^2 = (Jc_v + R_a)(T_T - T_S)$$

و حيث أن

$$R_a = J(c_p - c_v)$$
$$\frac{1}{2}V_T^2 = \frac{R_a c_p}{(c_p - c_v)}(T_T - T_S)$$
$$\gamma = c_p/c_v$$

حيث أن Cp هي الحرارة النوعية للهواء تحت ضغط ثابت و بالتالي :

$$R_a = J(c_p - c_v)$$
$$\frac{1}{2}V_T^2 = \frac{R_a c_p}{(c_p - c_v)}(T_T - T_S)$$
$$\gamma = c_p/c_v$$

$$T_T - T_S = \frac{(\gamma - 1)}{2} \cdot \frac{1}{\gamma R_a} \cdot V_T^2$$
$$A^2 = \gamma R_a T_S$$
$$T_S = \frac{T_T}{(1 + 0.2M^2)}$$
$$T_S = \frac{T_m}{(1 + r0.2M^2)}$$

حيث أن T_m هي درجة الحرارة المقاسة . عند نقطة التوقف r=1 و تكون $T_m=T_T$

8.3.2. سرعة الهواء الحقيقية True Airspeed

يمكن الحصول على السرعة الحقيقية V_T من رقم ماخ

$$V_T = MA = M\sqrt{\gamma R_a T}$$

$$V_T = \sqrt{\gamma R_a} \cdot M \cdot \sqrt{\frac{T_m}{(1 + r0.2M^2)}}$$

$$V_T = 20.0468M\sqrt{\frac{T_m}{(1 + r0.2M^2)}} \text{ m/sec}$$

الجدول (7.3) يجمع المعادلات السابقة

Table 7.3 Air data formulae.

Quantity	Computational formulae
Geopotential pressure altitude H_P metres	(a) Troposphere 0–11,000 m (0–36,089 ft) $P_s = 101.325(1 - 2.25577 \times 10^{-5} H_P)^{5.225879}$ kPa (b) Stratosphere 11,000–20,000 m (36,089–65,617 ft) $P_S = 22.632\, e^{-1.576885 \times 10^{-4}(H_P - 11{,}000)}$ kPa
Air density ratio $\frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_S}{0.35164 T_S}$
Mach number M	(a) Subsonic speeds ($M \leq 1$) $\frac{P_T}{P_S} = (1 + 0.2M^2)^{3.5}$ (b) Supersonic speeds ($M > 1$) $\frac{P_T}{P_S} = \frac{166.92M^7}{[7M^2 - 1]^{2.5}}$
Calibrated airspeed V_C m/s	(a) $V_C \leq A_0$ $Q_C = 101.325\left[\left[1 + 0.2\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^2\right]^{3.5} - 1\right]$ kPa (b) $V_C > A_0$ $Q_C = 101.325\left[\frac{166.92\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_C}{340.204}\right)^2 - 1\right]^{2.5}} - 1\right]$ kPa
Static air temperature T_S °K	$T_S = \frac{T_m}{1 + r0.2M^2}$ °K
True airspeed V_T m/s	$V_T = 20.0468M\sqrt{T_S}$ m/s

9.3.2. خطأ الضغط Pressure Error

إن الضغط المقاس في مقياس بيتو و الضغط الستاتيكي المقاس في الثقب اللاقط لا يساويان بالضرورة القيم الحقيقية لهذه الضغوط.

إن الخطأ في الضغط الكلي المقاس في أنبوب بيتو صغيراً جداً على اعتبار أن زوايا الهجوم بين المسبار و شعاع السرعة صغيرة . إلا أن الخطأ في قياس الضغط الستاتيكي قد يكون كبيراً و ذلك بسبب اضطراب الجريان قرب الثقب اللاقط الناتج عن الثقب نفسه أو شكل الطائرة الإنشائي.

للتقليل من هذه التأثيرات فإن أنبوب بيتو عادةً يوضع في أكثر الأماكن تقدماً في الطائرة بحيث تختفي الاضطرابات في سرعة الهواء خصوصاً في السرعات الفوق صوتية.

إن نمط الخطأ في هذا النوع من التوضعات هو أن يزداد الخطأ حتى قيمة قصوى عند M=1 و من ثم ينخفض بشكل مفاجئ إلى قيمة متدنية في السرعات الفوق صوتية .

يحدد الخطأ في الضغط عن طريق الاختبار و التجريب و هو تابع لرقم ماخ و الارتفاع.

4.2. حساسات و حوسبة بيانات الهواء Air Data Sensors and Computing

1.4.2. مقدمة

الحساسات الرئيسية لبيانات الهواء تتألف من حساسات ضغط و درجة حرارة. تتألف حساسات الحرارة من جسر مقاومات حيث أن أحد أذرع هذا الجسر يتألف من عنصر مقاومة يعرض بشكل مباشر إلى تيار الهواء و تكون مقاومة هذا العنصر تابعة لدرجة الحرارة ,إن تحديد تموضع المسبار الذي يحمل الحساس و تحديد عامل الاسترجاع في غاية الأهمية ومن وجهة تكنولوجية فإن تصميم حساسات الحرارة هو أمر سهل و يلبي احتياجات الدقة للأنظمة التي يرتبط معها بينما يحتاج حساس الضغط إلى دقة في التصميم أعلى منها في حساسات الحرارة و ذلك بسبب احتياج دقة عالية في القياس التي تؤثر على دقة الأنظمة الأخرى

إن هذه الحساسات تتأثر بعدة عوامل قد تؤثر على دقة أدائها مثل

- تغيرات درجة الحرارة
- الاهتزازات
- الصدمة
- التسارع
- الرطوبة

2.4.2. حساسات ضغط نظام الهواء Air Data System Pressure Sensors

متطلبات الدقة Accuracy Requirments

1- حساس الضغط الستاتيكي static pressure sensor: لدى حساس الضغط الستاتيكي النموذجي في الطائرة مجال قياس للضغوط بين0 و130 kPa و يتطلب منها العمل على مجال درجات حرارة بين -60°C إلى+90°C

يمكن استنتاج قيمة الخطأ الصنعي في مقياس الضغط الستاتيكي و الارتفاع الناتج كما يلي

$$dH = -\frac{R_a T}{g}\frac{1}{P}dp$$

في التروبوسفير

$$dH = -\frac{R_a T_0}{g_0}\left(1 - \frac{L}{T_0}H\right)\frac{1}{P_S}dP_S \qquad (7.50)$$

في الستراتوسفير

$$dH = -\frac{R_a T_{T*}}{g_0} \cdot \frac{1}{P_S}dP_S \qquad (7.51)$$

إن تأثير خطأ قيمته 100 Pa (1 mb) في قياس الضغط الستاتيكي عند سطح البحر يؤدي إلى خطأ في الارتفاع قيمته

$$\frac{287.0529 \times 288.15}{9.80665} \times \frac{1}{1013.25} \times 1 = 8.32 \text{ m (27.3 ft)}$$

وإن تأثير خطأ قيمته (1 mb) 100 Pa في قياس الضغط الستاتيكي عند ارتفاع 13,000 m (42,650 ft) عن سطح البحر حيث أن الضغط الستاتيكي عند هذا الارتفاع هو

16.5 kPa (165 mb) يؤدي إلى خطأ في الارتفاع قيمته

$$\frac{287.0529 \times 216.65}{9.80665} \times \frac{1}{165} \times 1 = 38.43 \text{ m (126 ft)}$$

إن هذا الخطأ في القياس يمكن تحديده بشكل تجريبي و هو تابع لرقم ماخ و زاوية الهجوم, إن هذا الخطأ يجب أن تكون قيمته أصغر في الارتفاعات الصغيرة إن هذه القيمة تضمن أن يقرأ مقياس الارتفاع القيمة الصحيحة عند الهبوط ضمن خطأ قدره (3.3 m)

2− حساس الضغط الكلي Total pressure sensor:

لدى حساسات الضغط الكلي النموذجية في الطائرة مجال قياس من 0 إلى 260 kPa إن القيمة 260 kPa ترافق سرعة معدلة قيمتها 426 m/s

إن متطلبات الدقة لحساسات الضغط الكلي تشابه متطلبات الدقة لحساسات الضغط الستاتيكي

يمكن استنتاج الخطأ في قياس ضغط الصدم (ضغط التوقف) عند سرعات منخفضة كما يلي

$$Q_C = 1/2\rho V_T^2$$

$$dQ_C = \rho V_T dV_T$$

لنعتبر أن الدقة المطلوبة في قياس السرعة هي 0.5 m/s لسرعة قدرها 50 m/s

$$dQ_C = 1.225 \times 50 \times 0.5 = 30.6 \text{ Pa}$$

فأن أعظم خطأ في كل حساس يجب أن لا يتجاوز 15 Pa ليعطي دقة في قياس السرعة50 m/s

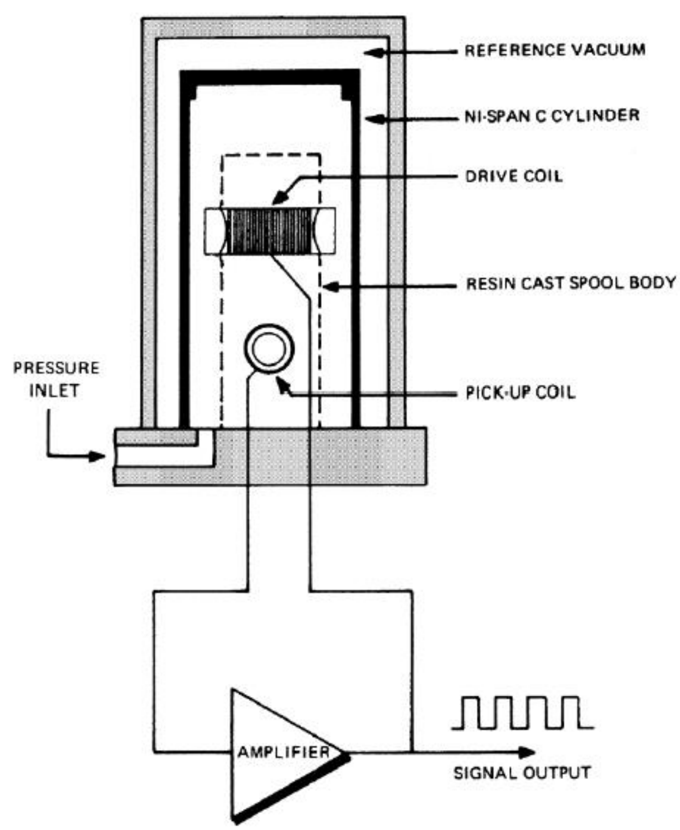
تقنيات حساسات الضغط Pressure Sensor Technology

يوجد نوعين من حساسات الضغط التي لاقت انتشارا واسعا في أنظمة بيانات الهواء الحديثة هي: حساسات الضغط الهزازة Vibrating pressure sensors و حساسات الضغط الكبسولية الصلبة Solid state capsule pressure sensors.

1- حساسات الضغط الهزازة

إن مبدأ عمل هذه الأجهزة هو أن استشعار الضغط عن طريق التغيير الذي ينتجه هذا الضغط في التردد الطبيعي لنظام ميكانيكي أي أن الدخل هو ضغط والخرج هو تردد تابع لهذا الضغط ويمكن قياس هذا التردد بشكل رقمي سهل وفي الشكل 2-9 نرى رسم تخطيطي لهذا النوع من مقاييس الضغط

7 Air Data and Air Data Syst

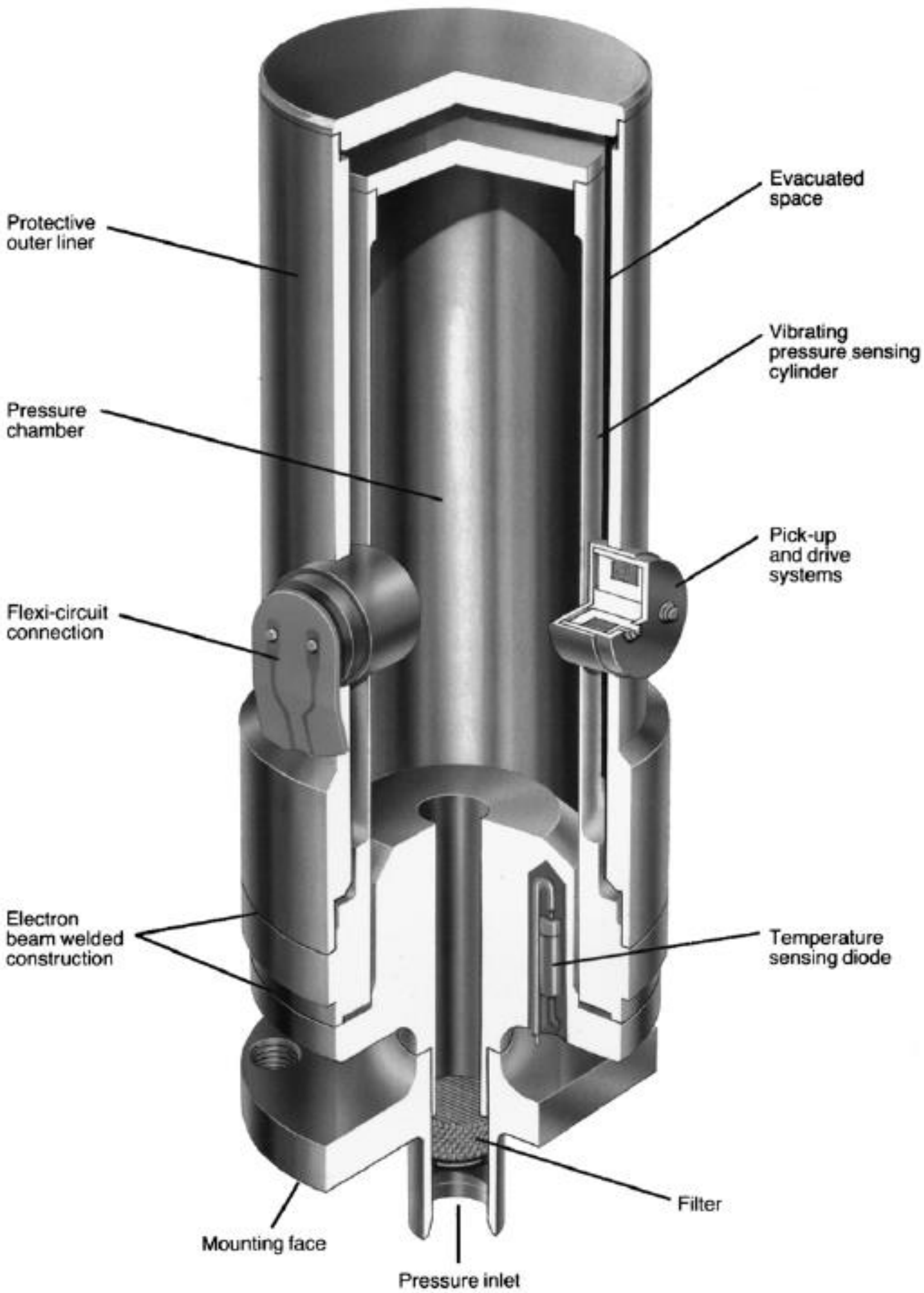


الشكل 2-9 مخطط حساس ضغط اهتزازي

يتكون العنصر الحساس من اسطوانة رقيقة الجدران يؤثر عليها من الداخل الضغط المراد قياسه و يؤثر عليها من الخارج ضغط الفراغ المرجعي الصفري و إن هذه الاسطوانة موضوعة في دارة اهتزاز مغلقة أي عن طريق قياس اهتزاز الاسطوانة و معالجة و تضخيم الاشارة و إعادة الاشارة إلى جهاز انتاج قوة ملائم مثل ملف كهرومغناطيسي لإعادة اهتزاز الاسطوانة إلى الوضع الصفري كما تستخدم ملفات كهرومغناطيسية ايضا في التقاط اشارة الاهتزاز إن هذا النوع من الحساسات يتأثر بتغيرات الكثافة للهواء حيث أن الهواء المحيط بالأسطوانة يشكل جزء من الكتلة المهتزة كما يتأثر بالحرارة و بعامل يونغ للمادة المهتزة إلا أن هذه التغيرات الصغيرة يمكن التغلب عليها بقياس درجة حرارة الحساس و اجراء التصحيح المناسب على القياسات إن هذا النوع من الحساسات متين للغاية كما أنه يتحمل الاهتزازات الخارجية و الصدمات كما أن غياب الأجزاء المتحركة فيه تمكنه من تحمل التسارعات العالية عند المناورات ان بساطته و استهلاكه المنخفض للطاقة يعطيه وثوقية عالية

2- حساسات الضغط الكبسولية الصلبة

يتألف هذا الحساس من كبسولة بداخلها غشاء رقيق يتشوه تحت تأثير الضغط (الدخل) تصنع الكبسولة و الغشاء من مواد السيليكون أو الكوارتز ان لهذه المواد مواصفات ميكانيكية مثالية فمثلا مخطط الاجهاد و الانفعال لديها يكون خطيا كما أن تغيرات المطيلية لهذه المواد بالنسبة لتغيرات درجات الحرارة تكون مستقرة و يمكن أن نعوض عن هذه التغيرات بقياس درجة حرارة الحساس و اجراء التصحيح المناسب على القياسات. تكون علاقة تشوه الغشاء مع الضغط خطية و لكن إن قيمة التشوهات الناتجة عن الضغط تكون صغيرة جدا و توجد عدة طرق لقياس هذه التشوهات. تستخدم تكنولوجيا أنصاف النواقل في تصنيع هذا النوع من الحساسات و لعدم وجود أجزاء متحركة في هذه الحساسات ادى إلى تبني مصطلح الحالة الصلبة.

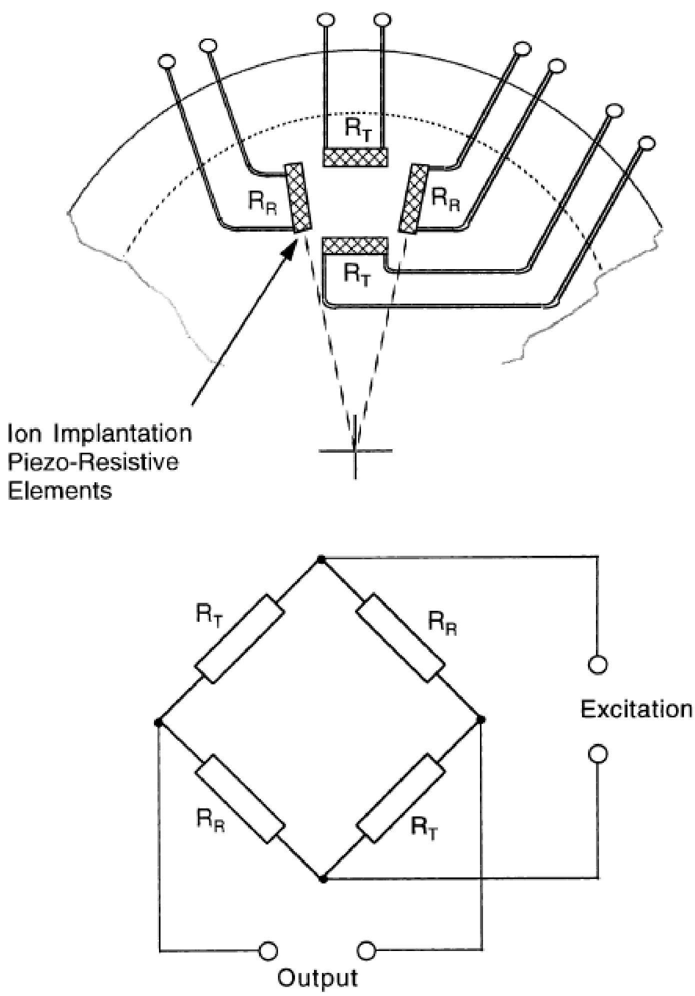


الشكل 2–10 حساس ضغط اهتزازي من نوع 3088

إن التشوهات الناتجة في الغشاء نتيجة الضغط المؤثر صغيرة جدا وهي في أعظم حالاتها بين (50 µm – 25 µm)إن التقنيات المستخدمة في قياس هذه التشوهات هي :

1–مقاييس اجهاد تكاملية Integral strain gauges

وهي عبارة عن جسور أو شبكة مقاومات مصنوعة من مواد Piezo-resistive networks مزروعة بشكل أيوني على حواف الغشاء السيليكوني. إن تطبيق ضغط ما يؤدي إلى تشوه الغشاء و بالتالي يتشوه البناء الكريستالي الشعري للسيليكون مؤديا إلى تغيير مقاومة عناصر البيزو حيث تكون عناصر البيزو موصولة إلى جسر واتستونWheatstone's bridge حيث أن عنصرين من المقاومات يتوضعان بشكل قطري على الغشاء و يكونان موصولين بحيث يقابلان بعضهما في الجسر و العنصرين الاخرين من المقاومات يتوضعان بشكل مماسي على الغشاء و موصلين بشكل متقابل في الغشاء ايضا كما في الشكل 2–11.



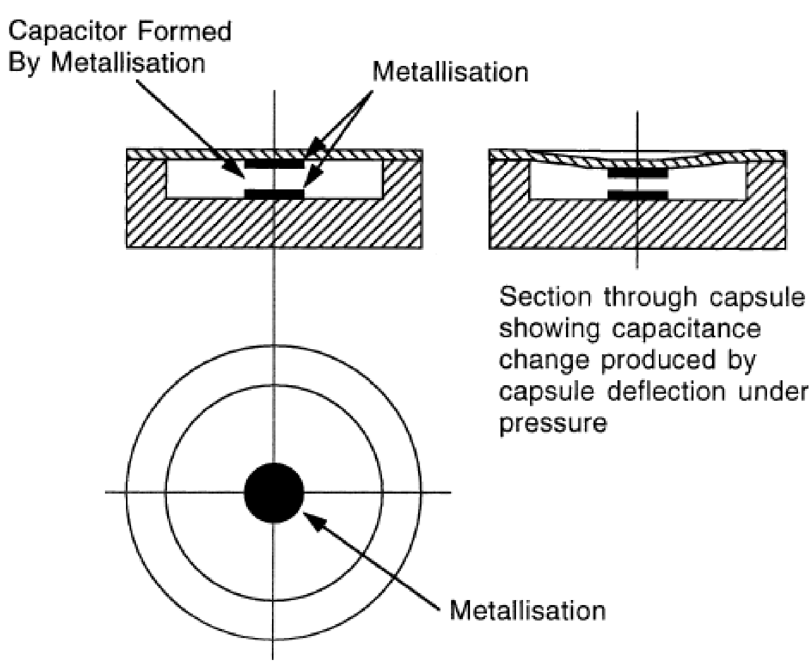
الشكل 2–11 تجهيزات لقياس الاجهاد

إن الضغط المطبق يسبب تناقص في مقاومة العناصر القطرية وتزايد في مقاومة العناصر المماسية أو العكس صحيح ايضا بحسب ما اذا كان الضغط يتزايد أو يتناقص و بالتالي يؤدي الى حالة اختلاف في جسر واتستون.

إن خرج الجسر يتناسب مع الضغط المطبق و درجة الحرارة لان المواصفات الميكانيكية لهذه المواد تتغير بتغير درجة الحرارة و لذلك يتم وضع عنصر مقاومة اضافي لقياس درجة الحرارة للغشاء بحيث نستطيع تصحيح أخطاء القياس الناتجة عن الحرارة ,كما نحتاج إلى دارة تحويل من النظام التشابهي إلى النظام الرقمي analogue to digital (A to D) لتحويل جهد الخرج التشابهي إلى خرج رقمي كما نحتاج ايضا إلى شاشة عرض .

2− لواقط سعوية Capacitive pick off

مبدأ عمله هو أن نقوم بوضع شريط معدني في مركز الغشاء لتشكيل عنصر مكثفة كهربائية حيث أن سعة هذه المكثفة تتغير بتشوه الغشاء تحت تأثير الضغط و يشكل هذا العنصر جزء من جسر أو شبكة مكثفات (الشكل 2−12).

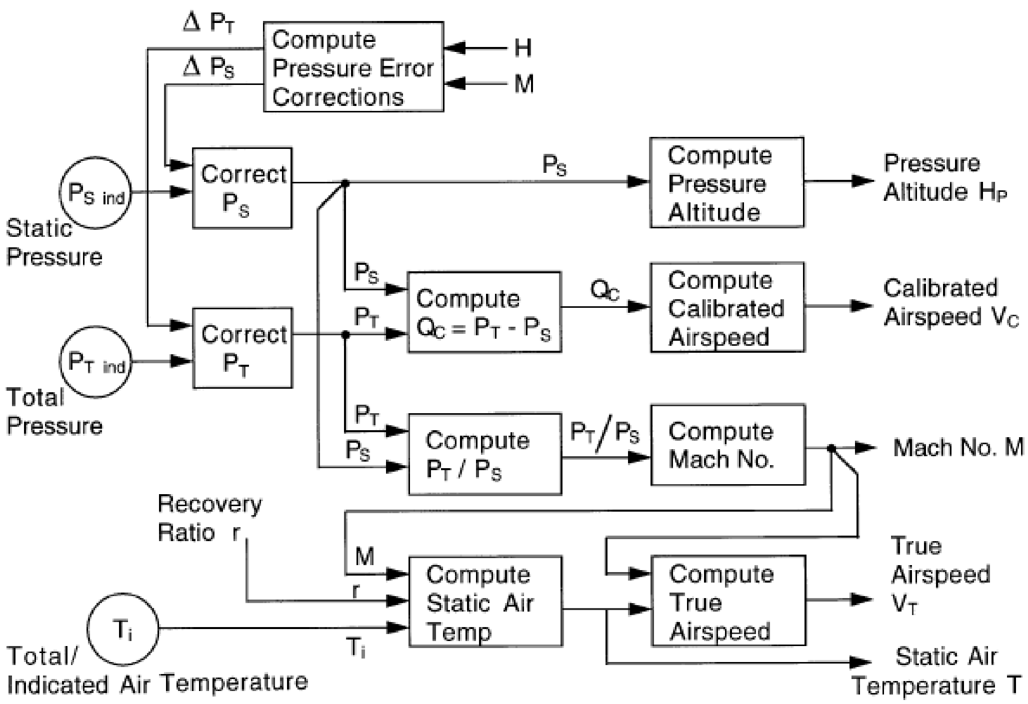


الشكل 2−12 لواقط سعوية

إن دقة قياس هذا النوع من اللواقط عالية جدا و يصنع هذه اللواقط من الكوارتز ,مصهور السيليكا أو الخزف الخاص إن التغيرات الميكانيكية لهذه المواد بالنسبة لتغيرات درجات الحرارة أصغر منها في السيليكون كما يوضع حساس درجة حرارة متكامل في الكبسولة لقياس وعزل التأثيرات الناتجة عن تغيرات درجة الحرارة.

3.4.2. حسابات بيانات الهواء — Air Data Computation

يظهر الشكل2-13 مخطط تدفقي للحسابات التي تتم على بيانات الهواء في الطائرة.



الشكل 2-13 مخطط تدفق حسابات بيانات الهواء

- **ارتفاع الضغط**

يمكن أن نقوم بحساب الضغوط الستاتيكية لمجال من الارتفاعات بين

(3,000 ft−) 914.4 m−إلى (105,000 ft) 32,004 m و نخزن النتائج التي حصلنا عليها في جدول أحد أعمدته هو الضغوط الناتجة و عمود آخر لاجل الارتفاعات (يمكن أن يخزن هذا الجدول في كمبيوتر الطائرة) المعادلات المستخدمة للقيام بهذا الامر هي:

في طبقة التروبوسفير Troposphere :

-914 m to $11{,}000$ m ($-3{,}000$ ft to $36{,}089$ ft)

$$P_S = 1{,}013.25(1 - 2.25577 \times 10^{-5} H_P)^{5.255879}$$

في طبقة الستراتوسفير Stratosphere :

$11{,}000$ m to $20{,}000$ m ($36{,}089$ ft to $65{,}617$ ft)

$$P_S = 226.32\, e^{-1.576885 \times 10^{-4}(H_P - 11{,}000)}$$

في طبقة الكيموسفير Chemosphere :

$20{,}000$ m to $32{,}000$ m ($65{,}617$ ft to $105{,}000$ ft)

$$P_S = 54.7482[1 + 4.61574 \times 10^{-6}(H_P - 20{,}000)]^{-34.163215}$$

للوصول إلى ارتفاع الضغط للطائرة الناتج عن قياس الضغط الستاتيكي لها في لحظة ما يقوم الكمبيوتر بالبحث في هذا الجدول عن القيمة المطابقة لقيمة الضغط الستاتيكي المقاس أو يتبع اسلوب تقريب رياضي معين

- **السرعة الشاقولية Vertical Speed:**

إن السرعة الشاقولية أو التغير في الارتفاع يتناسب مع التغير في الضغط الستاتيكي كما يلي

$$dH = -\frac{R_a T}{g_0} \frac{1}{P_s} dP_S$$

$$\dot{H}_P = -\frac{R_a T_S}{g_0} \frac{1}{P_S} \dot{P}_S$$

في طبقة التروبوسفير Troposphere :

$$\dot{H}_P = 8434.51(1 - 2.25577 \times 10^{-5} H_P)\frac{1}{P_S}\dot{P}_S$$

في طبقة الستراتوسفير Stratosphere :

$$\dot{H}_P = 6341.62\frac{1}{P_S}\dot{P}_S$$

- **رقم ماخ Mach number :**

يمكننا حساب النسبة PT /PS لأجل قيم معينة أو مجال معين من أرقام ماخ و وضع النتائج في جدول يمكن أن يحفظ على كمبيوتر الطائرة للقيام بذلك نستخدم المعادلات التالية

في سرعات دون صوتية

$$\frac{P_T}{P_S} = (1 + 0.2M^2)^{3.5}$$

في سرعات فوق صوتية

$$\frac{P_T}{P_S} = \frac{166.92M^2}{(7M^2 - 1)^{2.5}}$$

إن النسبة الحقيقية للطائرة يمكن للكمبيوتر الموجود على الطائرة ان يقوم بحسابها من قيم الضغط الكلي و الستاتيكي المقاسة ثم مقارنتها بالنتائج المجدولة لاستنتاج رقم ماخ

- **السرعة المعدلة Vc Calibrated Airspeed**

يمكن حساب ضغط الصدم مسبقا على مجال معين من السرعات المعدلة على سبيل المثال من 25 m/s إلى 400 m/s و منثم حفض النتائج و في جدول بيحث عند الطيران يتم مقارنة قيمة الضغط المقاس مع القيمة و الجدولية للضغط و منه استنتاج السرعة المعدلة

في حال VC ≤ 340.3 m/s

$$Q_C = 101.325\left[1+0.2\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^{3.5}-1\right]\text{kN/m}^2$$

في حال VC ≥ 340.3 m/s

$$Q_C = 101.325\left[\frac{166.92\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^2-1\right]^{2.5}}-1\right]$$

درجة حرارة الهواء الستاتيكية static air temperature

تستنتج درجة الحرارة الستاتيكية عن طريق حساب نسبة التصحيح و من ثم ضرب عامل التصحيح بدرجة الحرارة المقاسة

$$\text{correction factor} = 1/(1+r0.2\ M^2)$$

$$T_S = \frac{T_m}{(1+r0.2M^2)}$$

سرعة الهواء الحقيقية True Airspeed

يستنتج من رقم ماخ المحسوب مسبقا و من درجة الحرارة الستاتيكية المحسوبة

$$V_T = 20.0468\ M\sqrt{T_S}$$

References **المراجع**

[1] **R.P.G. Collinson**, Introduction to Avionics Systems third edition, Springer Dordrecht Heidelberg London New York, 2011; Pages547.

حماية نظام الأسلاك و الدارات في الطائرة

Aircraft Wiring and Circuit Protection

خالد الخطيب – فداء المحيثاوي

Abstract

خلاصة

لا يمكن للطائرات الحديثة أن تعمل بدون تعقيدات الأنظمة الكهربائية , والتي يجب توخي الحذر في التعامل مع مكوناتها الحساسة واتباع آلية دقيقة جداً في تركيب الأسلاك والكابلات والدارات على الطائرة . كما أنه يجب معرفة أنواع الأسلاك والكابلات المستخدمة في كل مكان في الطائرة ويتم الاختيار من قبل أخصائيين على دراية تامة بكافة المحاسن والمساوئ عند تركيب كل سلك أو كبل.

Key words

الكلمات المفتاحية

ناقل، عازل، نصف الناقل، ظاهرة الأنابيب الشعرية، ناقل البيانات، كابلات محورية، فيوزات

Introduction

1.3. مقدمة

تعتبر الأنظمة الكهربائية من أهم الأنظمة المستخدمة للحفاظ على سلامة وأمان الطائرات الحديثة إذ أن غالبية الحرائق والحوادث التي تشب في الطائرات سببها عطل في أحد الدارات الكهربائية أو فشل إحدى هذه الدارات في السيطرة على أجزاء أخرى في الطائرة . وبات من غير الممكن إجراء العديد من عمليات الطيران بسلامة بدون بعض الأنظمة الكهربائية الضرورية . لذلك وجب حماية هذه الأنظمة والدارات لضمان أدائها بالشكل السليم عند تعرضها لأي مخاطر خارجية . كما وتعتبر عملية معرفة توضع الدارات ونوعية الأسلاك والكابلات المستخدمة في كل دارة من أهم عمليات ضمان سلامة وأمن الطائرات .

وقد أصبحت هذه العمليات أكثر تبعية للأنظمة الكهربائية والالكترونية . وذلك لأن هذه الأنظمة كلها مرتبطة بكابلات وأسلاك , وتأخذ عدة صيغ . يجب أن تتم معاملة الكابلات والأسلاك كجزء أساسي في الطائرة وتتطلب حذراً شديداً في تركيبها . ويتم ذلك بواسطة معدات صيانة خاصة .

إن تركيب الكابلات والأسلاك لا يمكن أن تترك بدون فحص دوري . يمكن أن تتأثر وثوقية نظام ما بشكل خطير بنظام الأسلاك الذي لا يكون مركباً أو مصاناً بشكل صحيح . لذلك تم تقديم قانون خاص بالأسلاك يدعى نظام ربط الأسلاك الكهربائية EWIS : Electrical Wire Interconnection System. هذا يؤكد الحقيقة أن ربط الأسلاك هي واحدة من عدة مكونات مركبة على الطائرة .

لا بد من توزيع مصادر الطاقة الكهربائية بشكل آمن وفعال على الطائرة . عندما يتم تركيب الكابلات والأسلاك يجب أن تتم حمايتها من ظروف التحميل الزائد التي يمكن أن تؤدي إلى زيادة حرارة هذه الأسلاك , مسببة انبعاث الغازات السامة التي يمكن أن تؤدي إلى نشوب حرائق .

بداية يجب أن نميز بين الكابلات والأسلاك . إذ تتشكل الأسلاك من ناقل معدني وحيد أو نواقل مجدولة مع بعضها , محتواة ضمن مواد عازلة وأغلفة حماية . بينما يمكن تعريف الكابلات بأنها :

1) سلكين أو أكثر منفصلة عن بعضها محتواة في نفس العازل والغلاف الحامي .
2) سلكين أو أكثر ملفوفة على بعضها .
3) ناقل معزول مغطى بناقل خارجي معدني (كبل محوري) .

2.3. أنواع الأسلاك والكابلات Wire and Cable types

هنالك أنواع عديدة من الكابلات والأسلاك المستخدمة في الطائرات والتي يمكن تصنيفها حسب استخداماتها .

1) أسلاك وكابلات الهيكل
2) أسلاك وكابلات المعدات
3) كابلات نظام الإشعال
4) الكابلات الحرارية
5) كابلات نقل البيانات
6) كابلات إشارة اللاسلكي

وسندرس بالتفصيل أسلاك وكابلات الهيكل

3. بيئة العمل Working Environment

يجب أن تعمل الأسلاك المركبة على الطائرة في بيئة أصعب من تلك الموجودة في السيارات أو الأبنية أو المنشآت الصناعية .

إن نظام الأسلاك في الطائرة سيكون معرضاً – بالإضافة إلى التوتر العالي للتيار المنقول عبرها – إلى تغيرات في البيئة وظروف الخدمة , على سبيل المثال :

1) سائل هيدروليكي
2) وقود
3) درجات حرارة عالية
4) كشط
5) ذبذبة

يجب على كل تطبيق أن يكون مخططاً له في التصميم الداخلي , أخذين بعين الاعتبار متطلبات الفحص والصيانة من أجل الوثوقية المستمرة لنظام الأسلاك .

4.3. المواد المستخدمة في النواقل Conductors Materials

في بعض الأحيان يتم استخدام نواقل الألمنيوم في الطائرات على الرغم من أن الاستخدام الأوسع هو للنحاس ويتم اختيار نوع المادة المستخدمة حسب مكان استخدامها في الطائرة . ويكون الاعتبار الأول هو مقاومة المادة بالنسبة لطول معطى .

إن النحاس أكثر قابلية للسحب من الألمنيوم ويمكن لحامه بسهولة , والألمنيوم أخف من النحاس ولكنه أغلى ثمناً . إن الاعتبار الرئيسي لاستخدام الألمنيوم هو الأكسدة الذاتية , وهذا يقلل من تكاليف الصناعة . لكن الإجراءات الوقائية ضرورية للتأكد من جودة النواقل .

يجب أن يتم طلاء جدائل النحاس وذلك لمنع التأكسد . ويعتمد اختيار نوع الطلاء على درجة حرارة تشغيل السلك . وهناك ثلاثة أنواع من الطلاء : القصدير , الفضة , النيكل , وهي تبدي مقاومة لدرجات الحرارة 135 , 200 , 260 , على الترتيب .

أي أنه يتم استخدام نواقل النحاس بشكل واسع في الطائرات للأسباب التالية :

1) مقاومتها الكهربائية المنخفضة
2) قابلية السحب المرتفعة
3) مقاومة عالية للشد
4) قابلية للحام

يجب أن تكون النواقل معزولة لمنع دارات القصر بين الدارات المتجاورة , وظاهرة التقوس , والضياعات بشكل عام في الطاقة وبالتالي فشل المعدات .

إن ظاهرتي تلف العازل و تلوث السائل تسببها ظاهرة (Wet Arc Tracking) تحدث هذه الظاهرة عندما يتلوث العازل بأي مادة تحتوي شوارد حرة , عندئذٍ يتصرف العازل كنصف ناقل كهربائي (electrolyte) , وتكون التيارات المتسربة مرتفعة كفاية لتبخير السائل , ويأخذ معه أجزاء من نصف الناقل وينتج في النهاية مناطق جافة , تكون المقاومة الكهربائية مرتفعة فيها . وتقوم التوترات العالية بدورها في النفاذ عبر هذه المناطق وتظهر على شكل شحنات سطحية صغيرة تبعث ومضات من الضوء على سطح العازل تنتج حرارة قد تصل إلى 1000 درجة مئوية . هذه الدرجات العالية من الحرارة تخفف من كفاءة مادة العازل .

إن قدرة نظام الأسلاك في الطائرة على مقاومة هذه الظاهرة تعتمد بشكل كبير على مادة العازل. إن مستوى ناقلية نصف الناقل سيتأثر بما يدعى (Failuer Mode) الناتج عن هذه الظاهرة .

إن التوترات العالية قاتلة ويؤمن العازل مستوى من الحماية ضدها .

تعتمد مادة العازل وسماكته بشكل أساسي على درجة حرارة التشغيل وقيمة توتر النظام ,

وفيما يلي بعض الأمثلة عن العوازل ومواد التغليف :

1) ETFE) Ethylene Tetrafluoroethylene) : وهي مادة مبنية على أساس فلوروكربوني بصيغة مادة بلاستيكية .

2) PTFEPoly)tetrafluoroethylene)

أصبحت الأمور على مدى السنين أكثر تعقيداً لفهم الأداء العالي المطلوب من الأسلاك والكابلات , وأصبحت الخبرة أكبر في تجنب الحرائق الناتجة عن النظام الكهربائي وكذلك الحاجة إلى تقليل الوزن بسبب إضافة معدات جديدة للطائرة . لقد تم الحصول على وزن مناسب من أجل طول وقطر معينين للسلك وذلك من خلال تقليل سماكة جدار العازل . لقد تم احتواء المواصفات النموذجية العسكرية المستخدمة في الأسلاك والكابلات في المواصفات العسكرية الأمريكية $MIL-W-M22759E$.

هذه المواصفات تغطي الأسلاك الكهربائية الناقلة المفردة والمعزولة بالفلوروبوليمير والمصنعة من النحاس , أو نواقل النحاس المغطاة بالقصدير أو الفضة أو النيكل .

إن العوازل الفلوروبوليميرية لهذه الأسلاك يمكن أن تكون $PTFE, PVF_2, FP, ETFE$. وقد تم إعطاء أرقام مجزأة للأسلاك المصنعة حسب هذه المواصفات تأخذ الشكل التالي :

$$M22759/x_xx_x$$

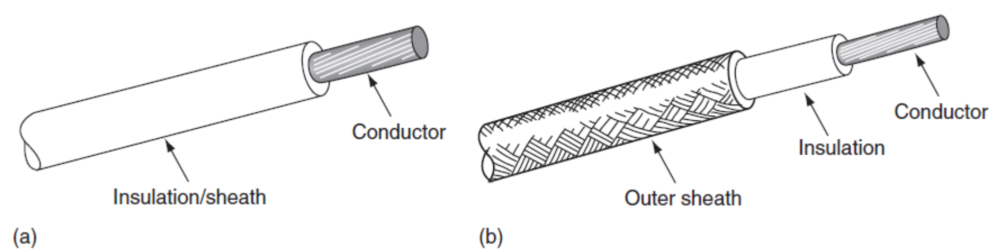
وفيما يلي شرح مفصل عن دلالة كل رمز (الشرح للرمز المشار تحته بخط):

–) $\underline{M22759/}$_xx_x : يحدد نوع السلك (العازل – الغمد – غلاف السلك) ويتم ذلك من جداول المواصفات .

–) $M22759/$x_$\underline{xx}$_x : يحدد قياس السلك من جداول المواصفات .

–) $M22759/$x_xx_$\underline{x}$: يحدد لون العازل من جداول مواصفات أخرى .

يظهر الشكل 3−1 مثالاً على الأسلاك . النوع في الشكل (a) هو لسلك ذو جدار مفرد يحوي عازلاً مؤلفاً من عدة طبقات وغمد حماية لتقليل التكلفة والوزن . أما الشكل (b) فهو لسلك ذو جدارين , يوضح الناقل والعازل وغمد الحماية الذي يفصل بينهما . إن وجود غمد خارجي على كلا النوعين يمكن أن يجنبنا الكثير من المشاكل , ففي النوع ذو الجدار المفرد يمكن أن تتسلل الرطوبة إلى السلك عبر ظاهرة الأنابيب الشعرية مما يؤدي إلى تفاعلات داخل العازل تؤدي إلى ارتفاع درجة حرارته . ويكون النوع ذو الجدار المزدوج أكثر مقاومة لهذا التأثير.



الشكل 3−1 أسلاك و كابلات نموذجية (a) سلك مفرد الجدار – (b) سلك مزدوج الجدار

5.3. قياس السلك Wire Sizing

يتم تحديد قياسات الأسلاك المستخدمة في الطائرات بحسب معايير *American Wire Gauge (AWG)* حيث يكون لكل سلك قطر محدد فتكون ناقليته معلومة . يتعلق قياس الكبل بقطر الناقل , ويكون القطر الكلي للسلك أو الكبل أكبر بسبب وجود العازل . ويتم تحديد مدى قياسات الأسلاك والكبلات في قوائم (AWG) .

يعتمد اختيار قياس السلك على التيار الذي يراد نقله , يسبب اختيار قياسات كبيرة زيادة في الوزن , ولكنه يوفر هبوطات أقل في التوتر من أجل طول معلوم وتأثير حراري أقل بسبب الضياعات I^2R .

تتم طباعة تعريف السلك على السطح الخارجي للغمد بفواصل بين $6-60\ inches$. ذلك التعريف يتضمن الرقم الجزئي للسلك ومواصفات التصنيع التجارية . ويكون لون الطباعة أخضر أو أبيض (حسب اللون الأصلي للسلك) .

6.3. متطلبات الأداء Function requirements

يجب على الأسلاك المصنعة بحسب $MIL-W-M22759E$ أن تظهر انسجاماً مع الأبعاد وهيكلية الطائرة , لذلك يجب أن تحقق المتطلبات التالية :

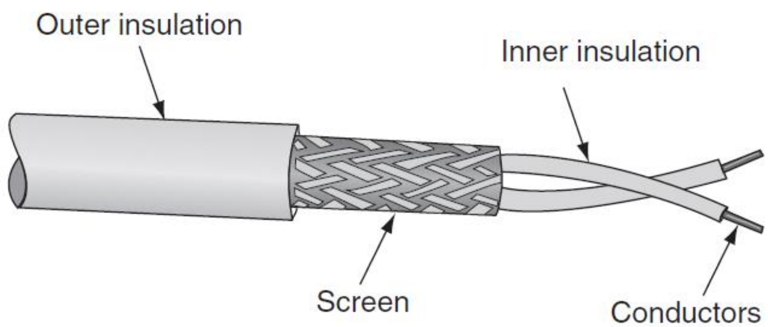
1) سهولة في إزالة العازل
2) قابلية الاختبار
3) قابلية التشكيل
4) قوة الشد والإطالة
5) قابلية الفتل
6) قدرة تحمل درجات الحرارة العالية والمنخفضة
7) اختبار دورة الحياة
8) قابلية الانغمار في السوائل
9) تحمل الرطوبة

3.7. الحماية / الوقاية Protection and Prevention

إن الأسلاك المحمية تمنع الإشعاعات من الدارات التي يمر فيها تيارات مرتفعة . وهي تحمي الدارات سريعة التأثر .

يقوم الناقل الداخلي بحمل تيار النظام ويؤمن الواقي مقاومة منخفضة للحقول الكهرطيسية . ويتم تفريغ هذه الحقول في الأرض . إن أخطر هذه الحقول هي التي تكون بالقرب من المولدات و أنظمة الإشعال ومناطق التماس التي يمر فيها تيار عالٍ . يمكن وقاية الأسلاك بواقي مفرد أو مزدوج أو

ثلاثي أو رباعي . أبسط مثال على نظام وقاية الأسلاك هو ناقل البيانات $Arinc$ 429 الذي يستخدم أزواج واقية مفتولة من الكبلات لنقل البيانات الرقمية بمعدل 12.5–14.5 كيلوبايت في الثانية (سرعة منخفضة) أو 100 كيلوبايت في الثانية (سرعة عالية) مع وجود توتر مقداره $10\ V$ بين زوج من الأسلاك .

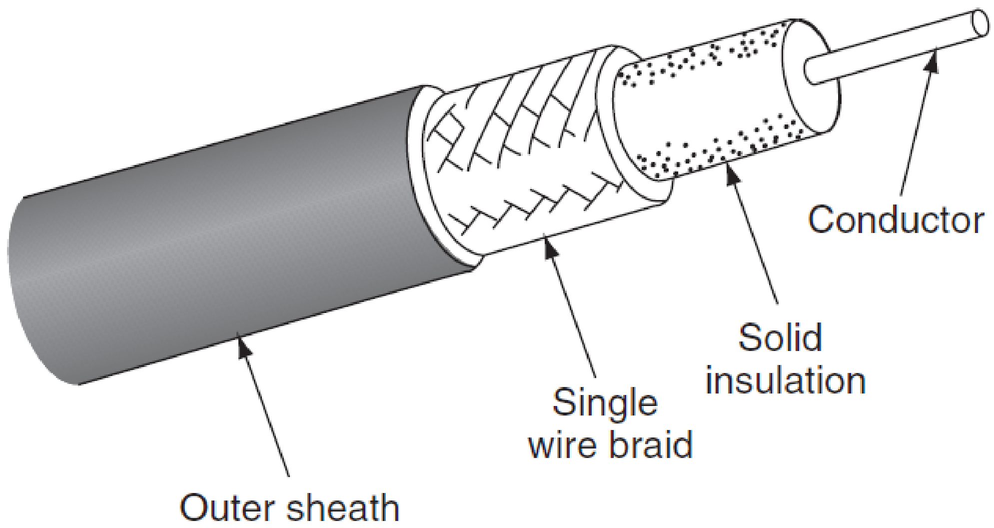


الشكل 3–2 كبل مغطى Screened Cable

8.3. الكبلات المحورية Coaxial Cables

وتعتبر تصميماً متطوراً من الكبلات المحمية , يكون الناقل الداخلي صلباً أو مجدولاً , وهو مصنوع من النحاس العادي أو المدعم . يشكل الناقل الخارجي واقياً وهو عبارة عن سلك أحادي مجدول مصنوع من أنواع جيدة من النحاس أو الفولاذ . يتم فصل الناقلين الداخلي والخارجي بواسطة عازل صلب , يشكل نصف ناقل . يؤمن الغمد الخارجي (المعطف Jacket) الحماية ضد ملوثات السوائل . تستخدم الكابلات المحورية عادةً لنقل طاقة تردد الهوائي ($Radio\ Frequency$) واختصارها (RF) بين المرسلات والمستقبلات .

يغلف الناقل الداخلي لتتم حمايته من الحقول المغناطيسية و الكهربائية , بينما يتم احتواء الحقل الخاص بالناقل بواسطة الغلاف نفسه . وتكون النتيجة الحاصلة أن الحقلين الناتجين عن الناقلين الداخلي والخارجي يفنيان بعضهما البعض . في معظم تطبيقات الهوائي العملية يتم إلغاء حساسية وإشعاعات الكابلات المحورية افتراضياً.



الشكل 3−2 كبل متمحور

يظهر الشكل 3−2 مثالاً نموذجياً عن الكبل المحوري , نلاحظ السمات التالية :

1) الناقل الداخلي : نحاس مدعم بالفضة
2) عازل صلب : (نصف ناقل) وهو عبارة عن FEP على شكل رغوة
3) جديلة من سلك مفرد : (واقي) نحاس مدعم بالقصدير
4) العازل الخارجي : (المعطف) FEP

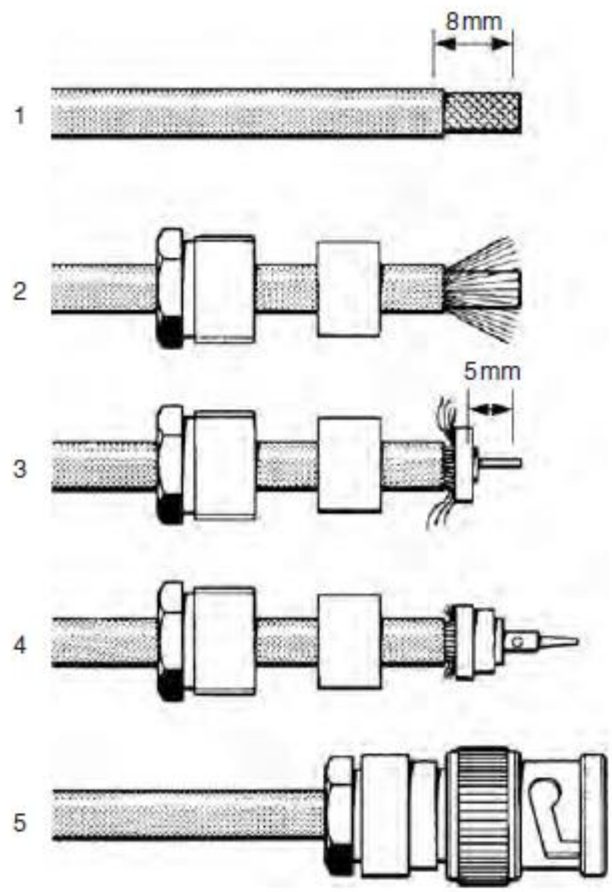
وتستخدم الكابلات المحورية في بعض التطبيقات الأخرى كنظام الوقود .

يتم وصل نهايات الكابلات المحورية بنوعين من الوصلات :

1) وصلة على شكل نصل الحربة (Bayonet−couplings nut) : وتتميز بأنه يمكننا تحرير الاتصال بسرعة .
2) وصلة على شكل سن اللولب (Thread−couplings nut) : وهي تعمل جيداً تحت ظروف الاهتزاز حيث أنها تقلل من الحركة المحورية

ويبين الشكل 3-4 صوراً توضيحية للكابلات المحورية النموذجية وكيف يتم وصل نهاياتها





الشكل 3-4 وصلات الكابلات المحورية

9.3. حماية الدارة Circuit Protection

تحدد قدرة الأسلاك والكابلات على حمل التيار بطولها ومساحة مقطعها العرضي ؛ وتحدد كمية الحرارة الصادرة عنها بالضياعات $I^2 * R$.

عندما يصمم النظام أو الدارة ، فإن قياس السلك يختار لحمل هذا التيار بأمان .

تخضع الأسلاك والكابلات للكشط أثناء حياة الخدمة الطبيعية للطائرة . هذا يمكن أن يؤدي إلى أن يصبح الناقل مكشوف .

هذا الانكشاف يمكن أن يؤدي إلى مقاومة منخفضة بين الناقل وهيكل الطائرة والناقل المجاور .

إن الأجهزة المعطوبة ، كالتي تحوي مسالك مقاومة منخفضة أو حمل زائد من الدارات الإضافية ستسبب زيادة التيار وهذا قد يسبب تجاوز حد حمل التيار للناقل . وستتراكم الحرارة في السلك مؤدية إلى دخان وبالتالي إلى الحريق .

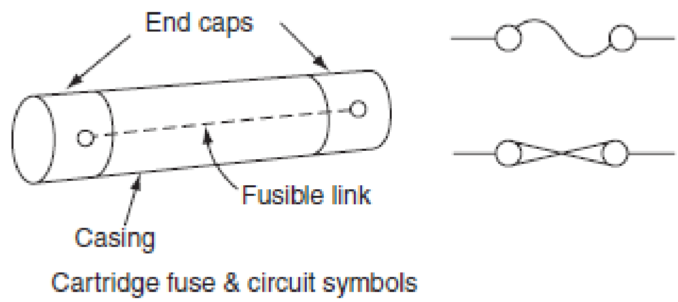
الطرق المستخدمة في الطائرة مختارة من الأجهزة التالية :

1) الفيوزات .
2) مقطع الدارة .
3) مقاومة محددة .

10.3. الفيوزات Fuses

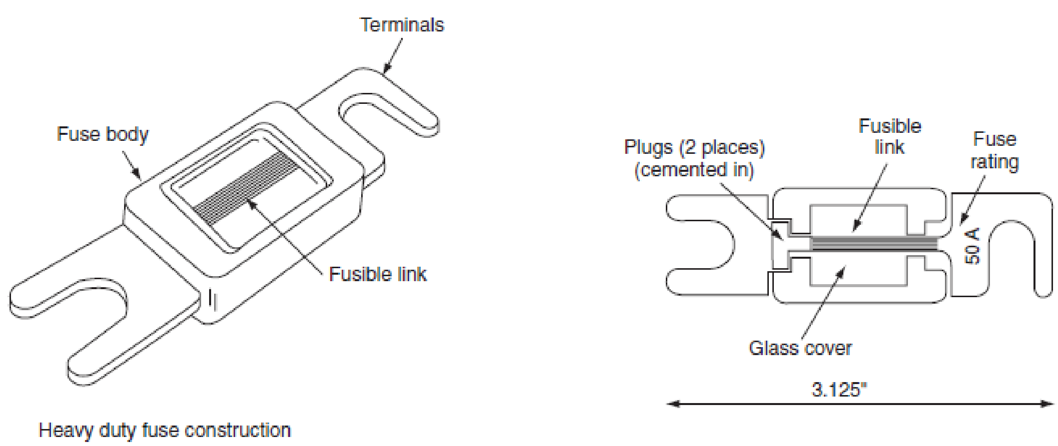
الفيوزات هي مجموعة روابط من الأسلاك متصلة بسلسلة مع الدارة . يتم تحديد قدرتهم على حمل التيار مسبقاً وسيسخنون وينصهرون عندما تتجاوز الحد المسموح مما يسبب قطع وعزل الدارة .

المواد المستعملة لوصلات الصهر تضم بشكل أساسي القصدير وخلائط النحاس وخلائط الفضة .وكما هو مبين في الشكل 3–5 فإن سلك الصهر يحوي على غلاف زجاجي أو سيراميكي ليمنع أي جزء من المعدن الساخن أن يفلت مما قد يسبب أضراراً ثانوية .



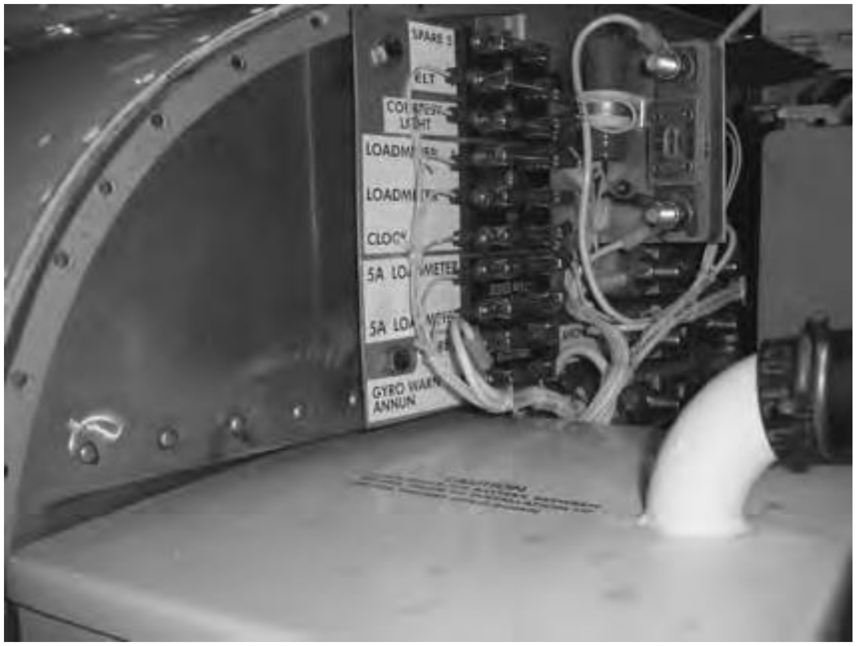
الشكل 3-5 الفيوز

أغطية الأطراف توجد الاتصال لسلك الصهر وتجعله متصل مع دارة توزيع الأسلاك . الغطاء المشار إليه يكون أسود مع ضوء ملون موحد. عندما ينتفخ الفيوز ينير الغطاء بألوان مختلفة تشير إلى جهود كهربائية مختلفة لمزود الطاقة . الفيوزات عالية التحمل مركبة في جسم سيراميكي كما في الشكل 3-6



الشكل 3-6 فيوزات عالية التحمل

الفيوزات إما أن تكون مجمعة على لوحة طرفية خاصة (الشكل 3-7) أو مثبتة قريبة من مكانها في النظام (الشكل 3-8).



الشكل 3–7 فيوزات مثبتة إلى لوحة طرفية



الشكل 3–8 فيوزات مثبتة إلى لوح

الفيوزات هي مواد منخفضة التكلفة نسبياً لكن يمكن أن تستعمل مرة واحدة فقط . في بعض التطبيقات مادة الفيوز وتركيبه الفيزيائي يصمم ليكون عنده تأخير زمني وهو ما يسمى بفيوز الضربة البطيئة أو محدد التيار . وهذا يصنع من سبيكة نحاس والتي تملك درجة انصهار أعلى من

القصدير . وله شريط وحيد من المادة يتوسط مقطع عرضي ضيق ليعطي نقطة الصهر . الفيوزات عالية التحمل تستخدم في نقاط توزيع الطاقة . وهذا النوع من الفيوزات مجهز بحزمة متوسطة لاحتواء الأنقاض التي تتبع التمزق .وتتضمن المواد المستخدمة : الكوارتز ، أكسيد المغنيزيوم ، والكيسيلور وكربونات الكالسيوم .

الفيوزات لها معدلات تحدد التيار الأعظمي التي يمكن أن تحمله بدون أن تنصهر . كما أنه للفيوز أيضاً حد أدنى يتأثر بالقدم . وهي العملية التي تحدث عند التشغيل في المعدل الأدنى للفيوز لفترات طويلة من الوقت. درجة الحرارة المحيطة تؤثر على معدل التيار وزمن رد فعل الفيوز . كما يجب أن تتوضع الفيوزات بمكان قريب من مصدر الطاقة لتقليل طول السلك الغير محمي ؛ وبنفس الوقت يجب أن تكون الفيوزات قابلة للتبديل . والفيوزات الاحتياطية يجب أن تحمل على الطائرة ويمكن لطاقم الطائرة أن يصل أليها . المتطلبات العملية هي أن نحمل 50% من كل معدل كاحتياط ، على سبيل المثال إذا كانت الطائرة مجهزة بأربعة فيوزات 10 أمبير وخمسة فيوزات 15 أمبير عندئذٍ يجب أن نحمل كاحتياط فيوزان 10 أمبير وثلاثة فيوزات 15 أمبير.

- **نقاط الصيانة الرئيسية**

1) يمكن للفيوزات أن تنفصم أو تنتفخ عندما تكشف للاهتزاز والدارة الحرارية بالإضافة إلى ذلك أثناء ظروف التحميل الزائدة.
2) تحديد السبب الذي سبب انصهار الفيوز قبل الاستبدال .
3) أبداً لا يفترض أن يستبدل الفيوز المنصهر بآخر له نفس المعدل .

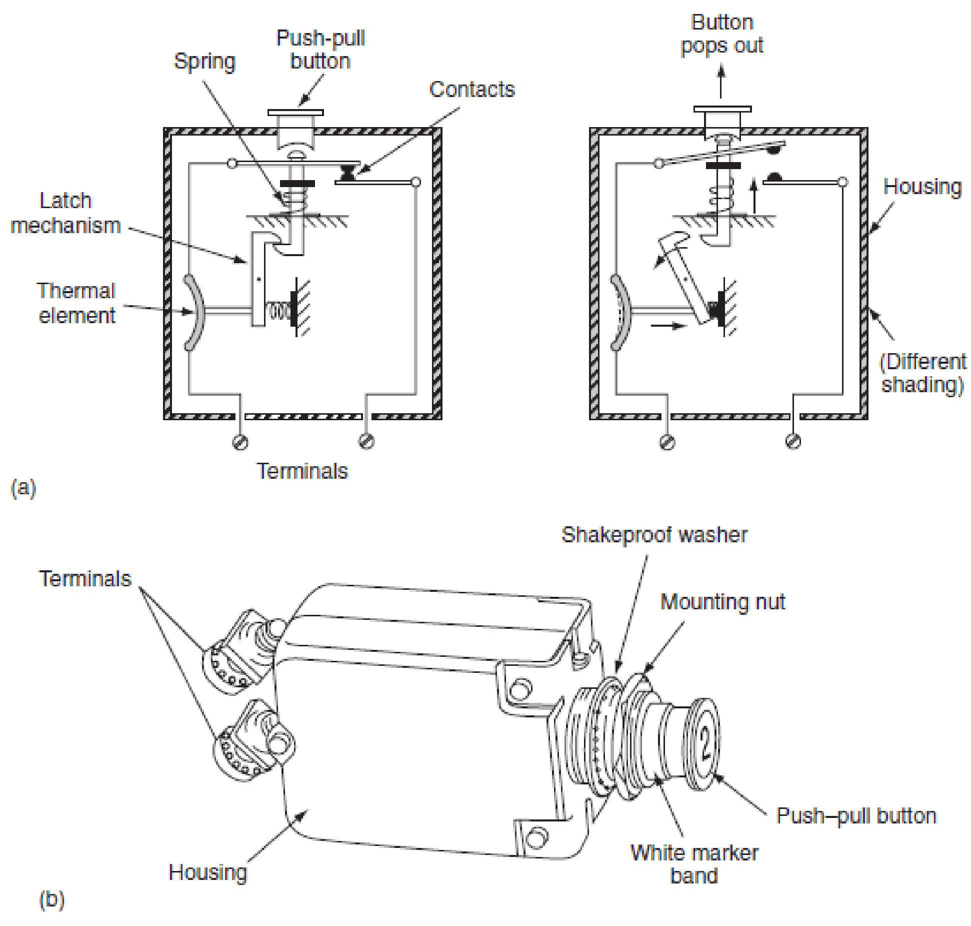
ودائماً يتم فحص وثائق الطائرة.

11.3. مقطعات الدارة Circuit-Breakers

هي أدوات كهروميكانيكية تقطع وتفصل الدارة في حالة التيار المفرط . وبشكل معاكس للفيوزات يمكن لمقطعات الدارة أن تعود كما كانت في حال زال الخطأ . وهناك مبدآن لمقطع الدارة (كهرومغناطيسي وحراري):

1- مقطع الدارة الكهرومغناطيسي : هو بشكل جوهري تمرير التيار خلال وشيعة ، والحقل المغناطيسي الناتج يشكل آلية توليد التيار . التيار عادة يرتبط بتيار الحمل الرئيسي وهو يزداد بزيادته . آلية التوليد مرتبطة إلى زوج من التماسات التي تحمل تيار الحمل الرئيسي . هذه التماسات تفتح عندما يتجاوز التيار المار عبر الوشيعة حدود الوثوقية .

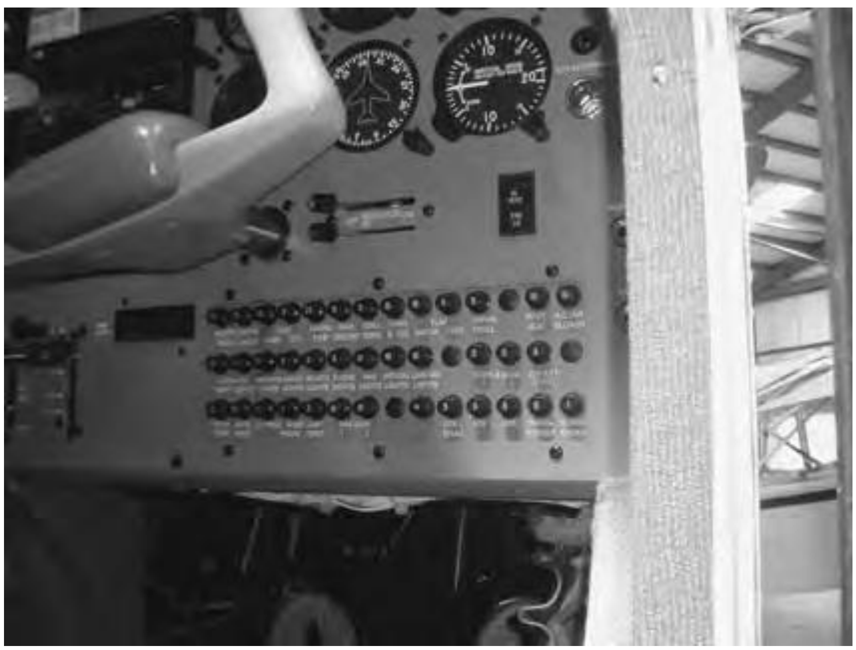
2- مقطع الدارة الحراري : يتكون من عنصر حراري ثنائي المعدن . ويبين في الشكل 3-9 مفاتيح التماسات وماسك ميكانيكي والتخطيط الداخلي لمقطع الدارة الحراري و ميزاته الخارجية :



الشكل 3-9 مفاتيح التماسات وماسك ميكانيكي والتخطيط الداخلي لمقطع الدارة الحراري

العنصر الحراري هو نابض ثنائي المعدن يسخن عندما يمر التيار عبره . هذا في النهاية يعطل الآلية عند تجاوز المستوى المسموح . الآلية تربط مع مفاتيح الاتصال الرئيسي.

عندما يتعثر مقطع التيار فإن التماسات تفتح وبذلك تقطع الطاقة من الدارة ويدفع الزر خارج مقطع الدارة .هذا الزر يستخدم يدوياً لإعادة التماسات كما كانت . وهناك إشارة ضوئية تحت الزر تبين إذا كان مقطع الدارة مغلق أو مفتوح . بعض مقطعات الدارة تستخدم قبضة كبيرة لتعيين أنظمة محددة . و كما هو الحال في الفيوزات فإن مقطع الدارة يجب أن يتوضع أقرب ما يمكن من مصدر الطاقة . وغالباً ترتب بجداول في مجموعات . كما يمكن أن تستخدم مقطعات الدارة أيضاً لعزل الدارات بشكل ملائم . مثلاً أثناء الصيانة . تجهز مقطعات الدارة الموثوقة بقبضات قابلة للفصل حيث يمكن أن تميز بسهولة . ومعدل تيار مقطع الدارة مطبوع على نهاية الزر كما في الشكل 3-10:



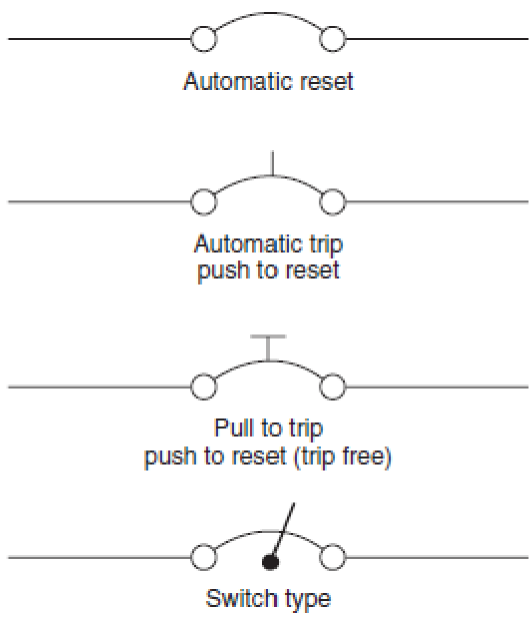
الشكل 3-10

يمكن أن تكون مقطعات الدارات وحيدة أو متعددة الأقطاب . الأدوات متعددة الأقطاب تستخدم في دارات التيار المتناوب ثلاثية المراحل . الأشكال المختلفة لمقطعات الدارة المركبة على الطائرة تتضمن :

- Automatic reset
- Automatic trip/push to reset

- Switch types
- Trip free

رموز الدارة لهذه الأنواع مبينة بالشكل 3−11. لا يمكن أن يغلق طالما الخطأ موجود . Trip free. وهو النوع المفضل لمقطعات الدارة الموجودة في الطائرة وخصوصاً في التركيبات الجديدة .



Circuit-breaker symbols/type

الشكل 3−11

Limited Resistance — 12.3. المقاومات المحددة

تستخدم لتحديد تدفق التيار وخاصة في دارات التيار المستمر حيث يكون تدفق التيار الداخلي كبيراً . عندما تشغل هذه الدارات تولد تدفقات كبيرة للتيار والذي يمكن أن يكون ضاراً لمكونات أخرى وتخفض توتر منبع التغذية لفترة من الوقت. المقاومات المحددة مرتبطة في سلسلة بمثل هذه الدارات وبعد ذلك بشكل آلي تقصر عندما تستقر دارة التيار .

التطبيقات العملية للمقاومات المحددة توجد في دارات تشغيل المحرك ومنظمات الجهد الكهربائي . كما تستخدم المقاومات المحددة أيضاً في أنظمة إخماد النار . مخمدات النار تعمل بتطبيق تيار مستمر خلال مقاومات تحديد التيار إلى المتفجرة المرتبطة به . هذا يسبب قطع القرص مما يسمح لأداة الإطفاء أن تطرد تحت الضغط .

المصطلحات Nomenclature

EWIS : Electrical Wire Interconnection System نظام ربط الأسلاك الكهربائية

ETFE : Ethylene Tetrafluoroethylen

PTFE : Polytetrafluoroethylene

MIL-W-M22759E : المواصفات العسكرية الأمريكية

AWG : American Wire Gauge ناظم قياس الأسلاك الأمريكي

المراجع References

[1] : Mike Tooley and David Wyatt, "Aircraft Electrical And Electronic System",2009,Chapter 7:137–146

[2] : موقع جريدة الاتحاد الالكتروني

الوصلات الميكانيكية في الطائرة

Linkages in Aircraft

أحمد صالح – أحمد الإبراهيم

Abstract **خلاصة**

أوردنا في هذا العمل بعض الوصلات الشائعة الاستخدام في نظام التحكم بالطيران، و بيّنّا آلية عملها و مكان تطبيقها في الطائرة دون التعمق في التعقيدات الميكانيكية و التصميمية للوصلة بالإضافة إلى مبدأي عمل كل من محددات الحمولة و جهاز التحرير اللذان يلعبان دوراً أساسياً في استمرار الحركة وتلافي الأخطاء المحتملة.

Key words **الكلمات المفتاحية**

الوصلات (linkage) , ميكانيزم الوصلات (linkage mechanism) , الوصلة الرباعية القضبان (four bar linkage) , الوصلات المرفقية (bell cranck) , أذرع الدفع (pushrod) نظام الكابلات (cable system) , محددات الحمولة (pogos)

Introduction — 1.4. مقدمة

تعتمد قيادة الطائرة والتحكم بها بشكل رئيسي على سطوح التحكم من جنيحات و دفة عمق و دفة توجيه بالإضافة إلى السطوح المساعدة الأخرى , وتتعرض هذه السطوح إلى أحمال كبيرة خلال ظروف الطيران العادي , أما في ظروف التحميل الحرجة , كتعطل أحد المحركات أو ما يسمى بـ(Rejected Take-off) و هو التراجع عن الهبوط لخلل محدد و ذلك قبل لحظات من ارتفاع العجلات عن المسار أو الهبوط بوجود رياح جانبية , فتكون الحمولات هائلة على سطوح التحكم لكي تتدارك الحوادث وبالتالي ستكون الحمولات كبيرة على الوصلات التي تربط هذه السطوح بقمرة القيادة , مما يستوجب أن تُصمم بعناية و بالشكل الذي تؤدي فيه دورها بالدقة والكفاءة المطلوبة بالإضافة إلى اعتبارات ميكانيكية وتقنية أخرى.

تستخدم الوصلات في الكثير من أنظمة و أجزاء الطائرة , و على الأخص في أنظمة التحكم بالطيران فمثلاً يوجد 3 ملايين قطعة ربط في طائرة (B747-400) وهو عدد جدير بالاحترام من الناحية التصميمية ومن ناحية الوزن و الوثوقية و...الخ. وتصنع هذه الوصلات بأنواع كثيرة من

المواد ,على سبيل المثال الفولاذ و الألمنيوم و المواد المركبة و قد تصنع أيضاً من المواد البلاستيكية أو الخشب. بشكل عام يوجد نوعين رئيسيين لأنظمة الوصل في الطائرة التي تربط سطوح التحكم بقمرة القيادة وهما :

- نظام قضبان التحكم بالسحب والدفع.
- نظام الكابلات والبكرات.

و سنستعرض في هذا التقرير بعض الوصلات الهامة و مبدأ عملها و أمثلة عن تطبيقاتها في النظامين السابقين بالإضافة إلى الميكانيزمات الهامة.

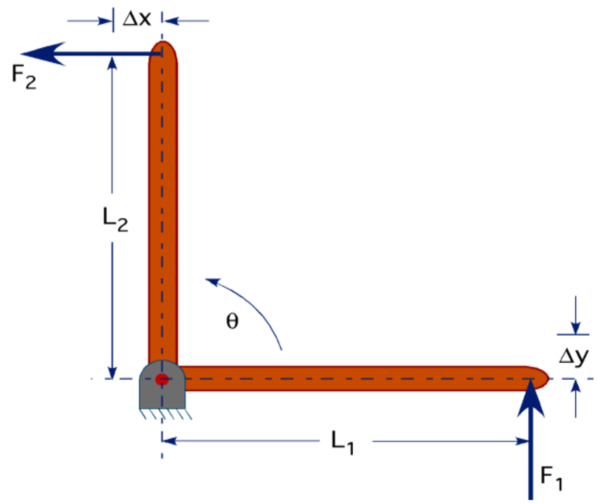
2.4. الوصلات الميكانيكية Mechanical Linkages

- **الوصلة المرفقية (Bell Crank Linkage)**

وهي من أشهر الوصلات الميكانيكية تتمثل بأداة بسيطة لتغيير اتجاه الحركة,و يبين الشكل 4-1 وصلة مرفقية حقيقة, وفي الوصلة المبينة في الشكل 4-2 نلاحظ أن الفرق في الزاوية بين حركتي الدخل والخرج هو (90°).



الشكل4-1 وصلة مرفقية حقيقية



الشكل 4-2 تمثيل الوصلة المرفقية

من الشكل السابق يمكن كتابة معادلات الحركية للوصلة (من أجل انزياح زاوي صغير) كالتالي:

$$\Delta X = L_2.\theta \qquad \& \qquad \Delta Y = L_1.\theta$$

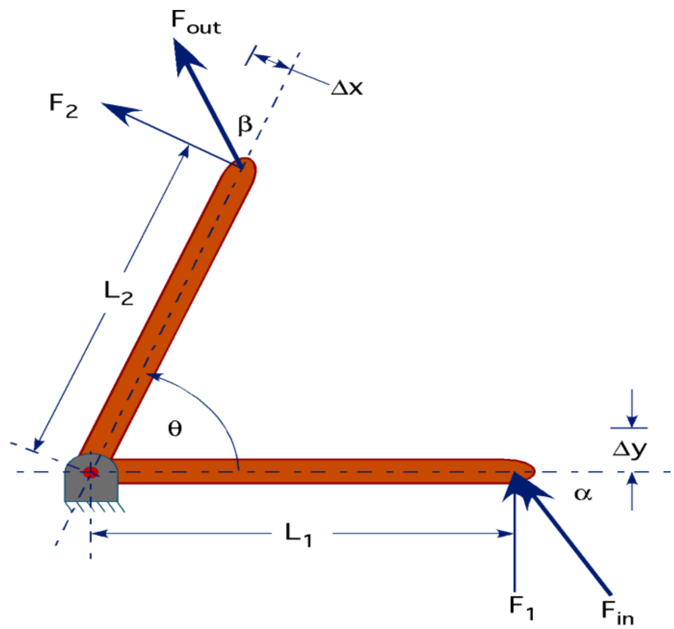
$$\frac{\Delta X}{\Delta Y} = \frac{L_2}{L_1}.$$

كما يمكن كتابة علاقات القوى كالتالي:

$$torque = F_1 L_1 = F_2 L_2.$$

$$\frac{F_2}{\mathrm{F}_1} = \frac{\mathrm{L}_1}{\mathrm{L}_2}$$

لذلك عندما تكون $(L_2 = L_1)$ فإنه لا ينتج عن الوصلة أي ربح لأن $(F_2 = F_1)$ ولكن عندما يكون $(L_1 > L_2)$ فإن $(F_2 > F_1)$ لذلك سيكون الربح أكبر من الواحد , وعندما تكون $(L_2 > L_1)$ يصبح الربح أقل من الواحد، إن للزاوية بين ذراع الوصلة وحامل القوى المؤثرة عليها دور كبير في عمل الوصلة , فمثلاً إذا أخذنا الشكل التالي:



الشكل4-3 تمثيل لوصلة مرفقية غير متعامدة

معادلات القوى في الشكل السابق:

$F_1 = F_{\text{in}}.\sin\alpha.$ & $F_2 = F_{out}.\sin\beta.$

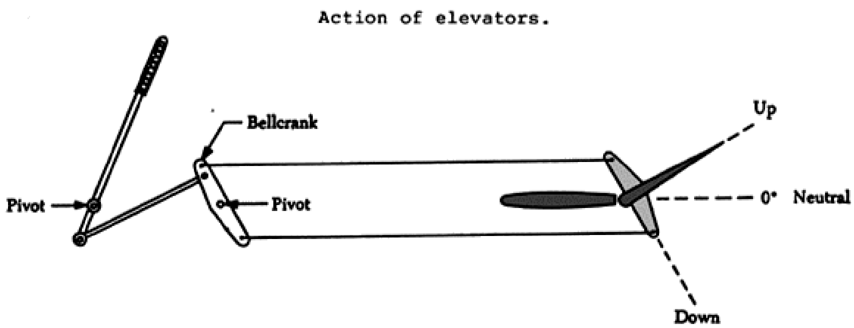
و بإهمال الاحتكاك :

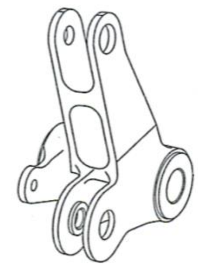
$torque = F_1 L_1 = F_2 L_2.$

و بالتعويض نجد :

$L_1.F_{\text{in}}.\sin\alpha = L_2.F_{out}.\sin\beta$

نلاحظ أن النسبة القوى (ربح الوصلة) أصبح تابعاً للزوايا بشكل مباشرة , إن الوصلة المرفقية تدخل في كثير من أنظمة التوصيل المتنوعة لذلك نجدها متنوعة الأشكال و الأحجام و التصميم، و تستخدم في الطائرات بكثرة حيث كانت تلعب دوراً رئيسياً في نظام التحكم بالطيران للطائرات الخفيفة ,انظر الشكل 4-4.

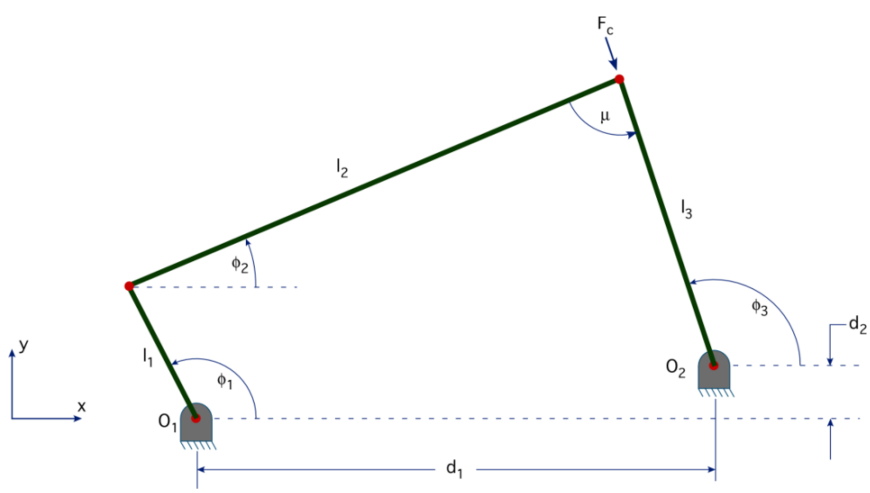




الشكل4-4 مثال عن استخدام الوصلة المرفقية في نظام وصل دفة العمق.

- الوصلات الرباعية القضبان (Four Bar Linkages)

وهي الوصلات الأكثر استخداماً في الطيران , إن فهم هذا النوع من الوصلات ضروري جداً لفهم العديد من الميكانيزمات المعقدة و من الممكن أن نجد بعض الصعوبة في تمييزها ضمن الميكانيزم , يبين الشكل 4-5 وصلة رباعية القضبان بشكلها العام والتي تتألف من أربعة أجزاء وهي ثلاثة وصلات متحركة بالإضافة إلى الحد المرتبط بالأرض, و يجدر الذكر أنه غالباً ما تكون الوصلات الرباعية القضبان ذات حركة فراغية ولكن بهدف التحليل تم تمثيلها بشكل مستوي :



الشكل4-5-تمثيل تخطيطي لوصلة رباعية القضبان مستوية.

إن الحالة العامة للوصلة الرباعية القضبان هو أن تكون الوصلة1(link 1) هي الدخل و الوصلة 2(link 2) هي وصلة ربط (ويمكن اعتبارها من الدخل في بعض الحالات) و الوصلة 3 (link 3) كوصلة خرج.

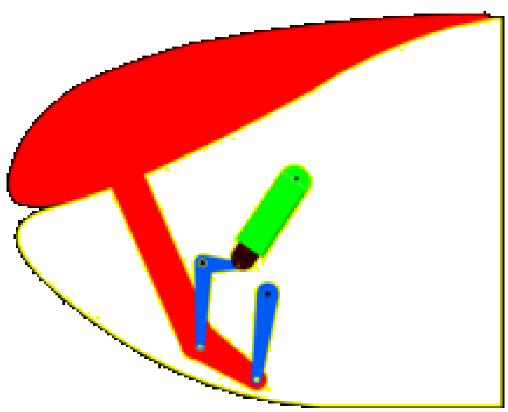
و تتقيد حركة الوصلة الرباعية القضبان بالمعادلتين التاليين و اللتان تسميان بالمعادلات المُقيدة:

$$l_1 \cos \varphi_1 + l_2 \cos \varphi_2 + l_2 \cos \varphi_3 - d_1 = 0$$

$$l_1 \sin \varphi_1 + l_2 \sin \varphi_2 - l_3 \sin \varphi_3 - d_2 = 0$$

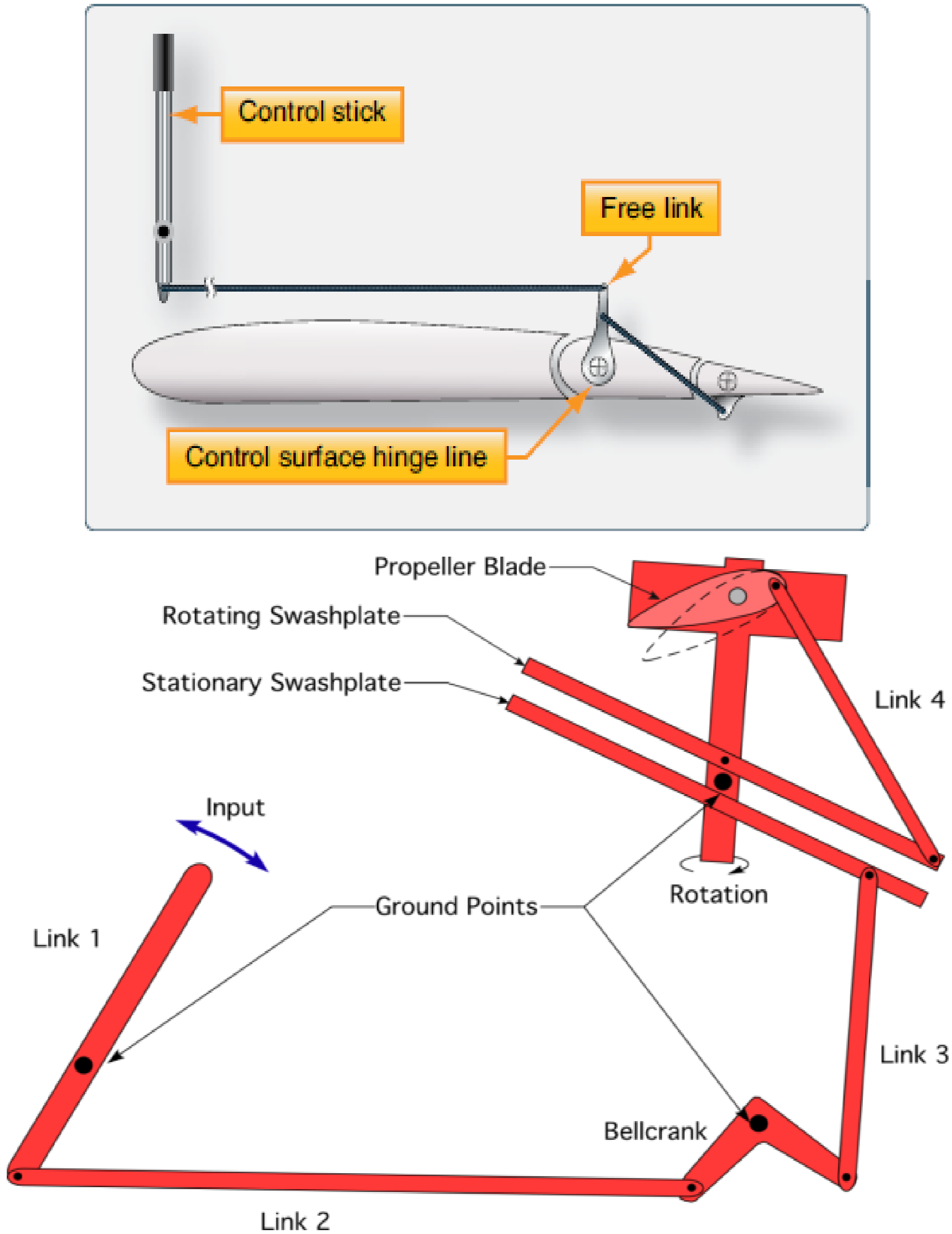
حيث يبين الشكل السابق كل البارامترات الموجودة في المعادلات , ومن الواضح أن المعادلتين السابقتين هما عبارة عن مجموع المسافات على الاتجاه(X) و على الاتجاه (Y) أيضاً يجب أن ينعدم و تبقى هذه المعادلات صحيحة لجميع الوضعيات التي تأخذها الوصلة.

وكمثال على الوصلات الرباعية القضبان , يبين الشكل 4-6 ميكانيزم التحكم بحافة الهجوم للجناح , حيث بإمكانها التحرك للأعلى و الأسفل و ذلك لتؤمن التحدب المطلوب لتتوافق مع سرعة الطيران ومن الواضح أن هذه الوصلة تعمل بواسطة مشغل موصول بإحدى نهايتي الوصلة :



الشكل4-6 وصلة رباعية القضبان في حافة هجوم الجناح.

وكمثال آخر عن هذا النوع من الوصلات هو نظام التحكم الدوري في المروحيات (التحكم بخطوة الشفرة), و بالتمعن بالشكل 4-7 نلاحظ أن هذا الميكانيزم هو مجموعة من الوصلات الرباعية القضبان , فالوصلة الأولى مؤلفة من الوصلة1 (link 1) و الوصلة 2(link 2) و المرفقية (bell cranck) أما الوصلة الثانية تتمثل بالوصلة 3 (link 3) والـ(bell cranck) و القرص التأرجح والوصلة الثالثة عبارة عن القرص المتأرجح و الوصلة4 (link 4) و الشفرة الدوارة وكذلك الأمر بالنسبة لآلية الوصل بالشكل 7 لدفة العمق (Elevator) و سطح الموازنة (Trim).

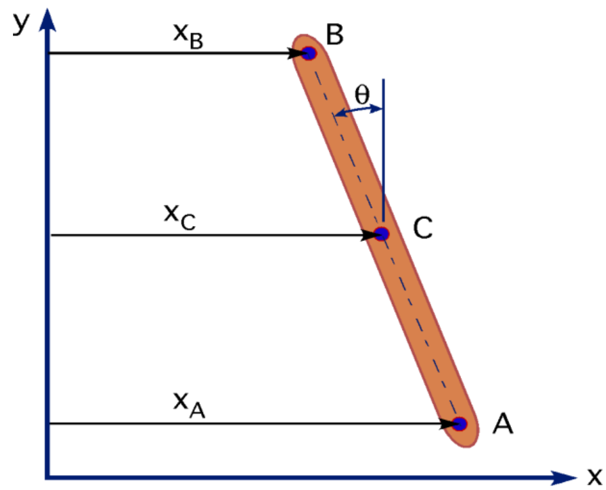


الشكل 4-7 مثالين عن تطبيقات الوصلة الرباعية القضبان.

- وصلة الجمع(Summing Linkage)

إن الغاية من وصلة الجمع هي ربط دخلين للحركة بخرج واحد , ومن أشهر التطبيقات العملية لوصلة الجمع هي في نظام الوصل الميكانيكي للنظام الهيدروليكي المبين بالشكل 4-9 , وإذا أخذنا

على سبيل التوضيح وصلة الجمع المبينة بالشكل 4-8 حيث تملك دخلين (X_A) و (X_B) وخرج وحيد (X_C), من الشكل:



الشكل4-8 تمثيل وصلة الجمع

$$X_A = X_C + d_1 . \sin\theta$$

$$X_B = X_C - d_2 . \sin\theta$$

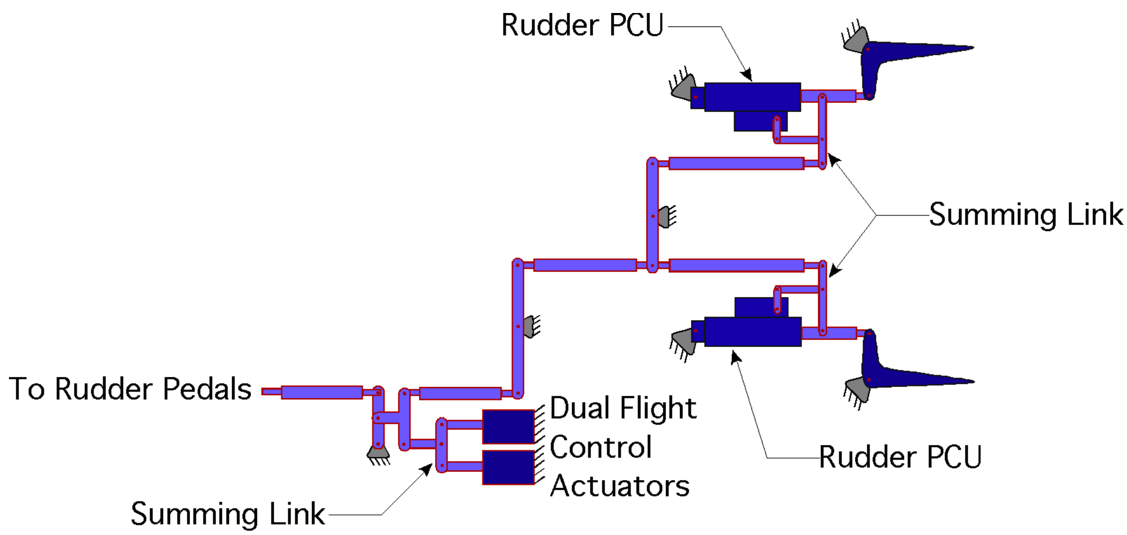
$$X_A + X_B = X_C + (d_1 - d_2) . \sin\theta$$

و عندما يكون $(d_1 = d_2)$ فإنّ:

$$X_C = \frac{X_A + X_B}{2}$$

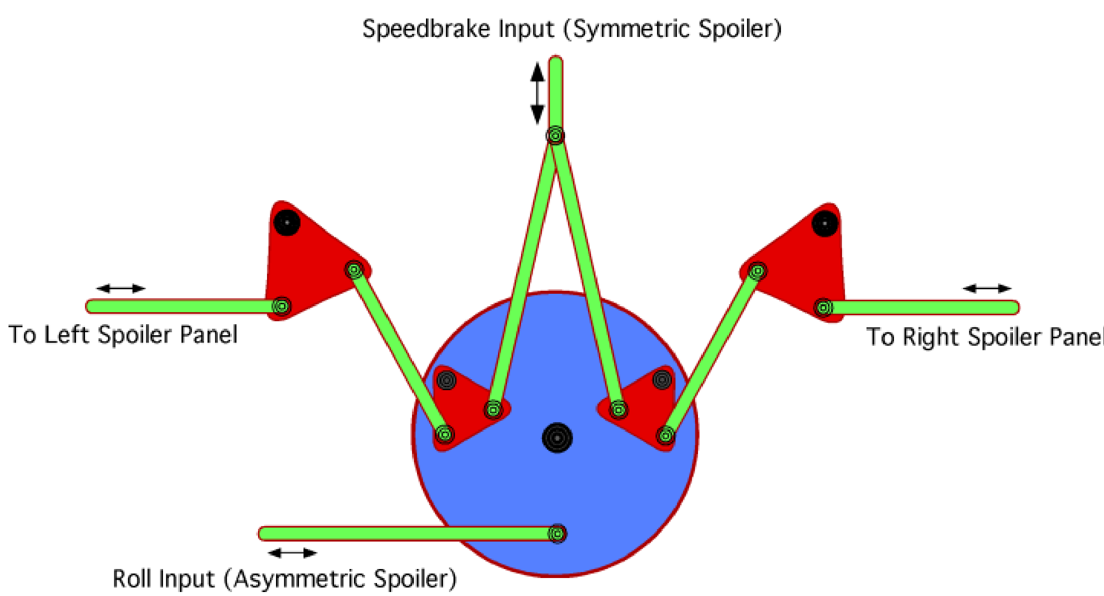
تبين العلاقة الأخيرة أن حركة الخرج (X_C) هي عبارة عن محصلة حركة كل من الدخلين وبالتالي هي حركة إجمالية مشتركة.

يظهر في الشكل 4-9 تطبيقين عمليين لوصلات الجمع الأول عند مخرجي زوج من المشغلات الهيدروليكية التي تتحكم بنظام التحكم بالطيران , والثاني هو وصلة الجمع التي تتحكم بصمام الـ(servovalve) لكل من وحدتي التحكم بالطاقة الخاصة بدفة التوجيه(Rudder) و من الملاحظ أنه في وصلتي الجمع السابقتين فإن حركة الدخلين في نهايتا الوصلة وحركة الخرج في المنتصف.



الشكل4-9 مثال عن استخدام وصلة الجمع.

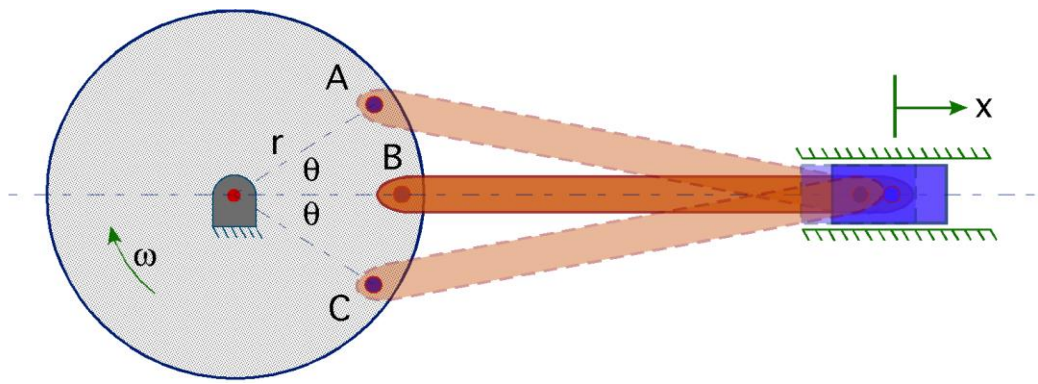
ومن الممكن أن تكون وصلة الجمع دورانية أيضاً كما في الشكل 4-10 والذي يبين وصلة جمع دورانية للتحكم في متلفات الرفع (Spoilers) حيث يؤثر على الوصلة دخلين الأول, دخل متناظر (أي له نفس التأثير على كلتا الوصلتين) قادم من إشارة الفرملة والثاني دخل غير متناظر قادم من وضعية الالتفاف (Roll), والنتيجة عبارة عن خرجين متكاملين يعطيان إشارة خرج محصِّلة .



الشكل4-10-مثال تطبيقي عن وصلة الجمع الدورانية.

- الوصلة التكرارية (Dwell Linkage)

تستخدم الوصلة التكرارية في الميكانيزمات التي تحتوي على حركة ترددية ومن الناحية النظرية فإن التوقف الآني يظهر عندما تكون سرعة الخرج معدومة ولكن في الواقع يمتلك الخرج حركة صغيرة جداً لأنه من غير الممكن الوصول إلى خرج معدوم السرعة, ويبين الشكل 4-11 مثالاً بسيطاً عن الوصلة.



الشكل 4-11 تمثيل للوصلة التكرارية.

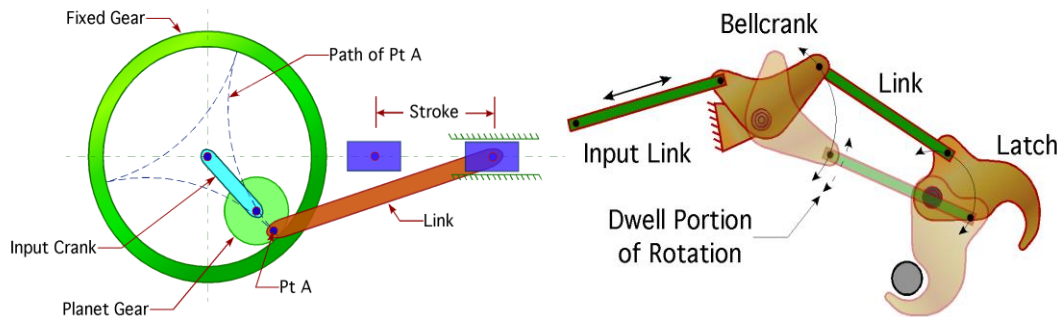
من الواضح في الشكل أن انتقال الدّوار من (A) إلى (B) ينتج عنه انزياح صغير جداً للمنزلقة, و تعطى المسافة التي تقطعها المنزلقة عندما يدور الدّوار من (A) إلى (B) بالعلاقة:

$$X = r.(1 - cos\theta)$$

والسرعة بالعلاقة:

$$\dot{X} = r.\sin\theta.\dot{\theta}$$

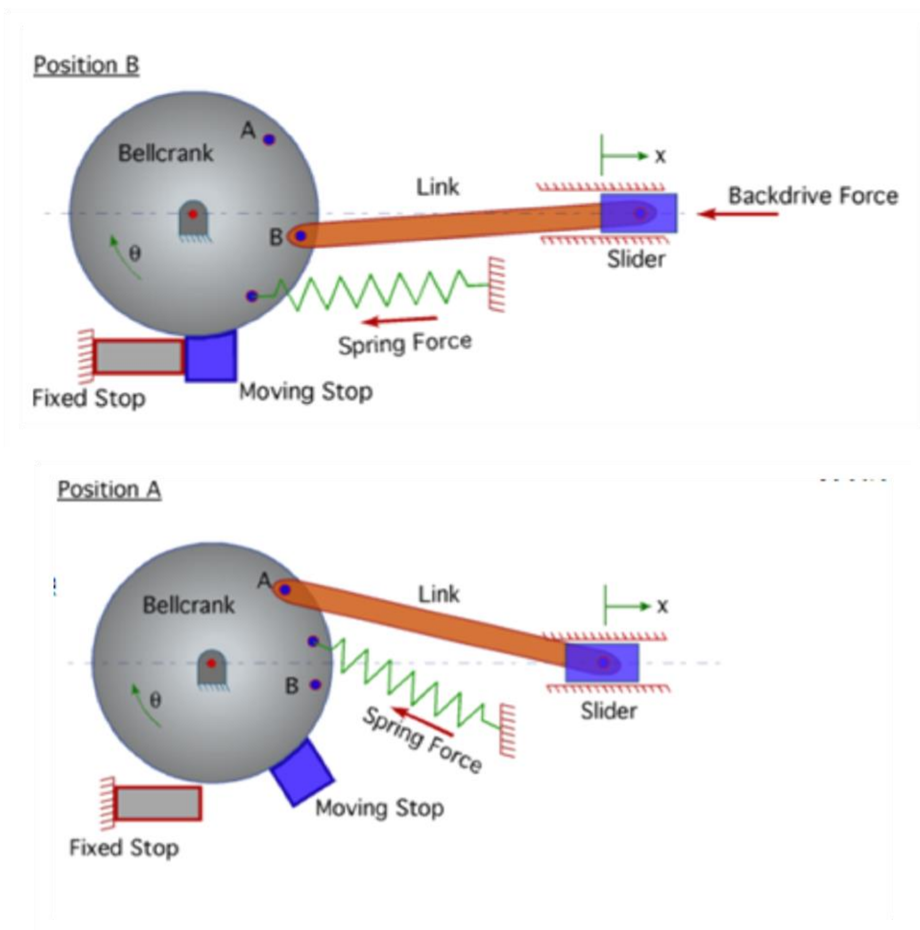
ونلاحظ من العلاقة الأخيرة أنه كلما كانت (θ) صغيرة فإن ($\dot{X}$) تكون صغيرة أيضاً, ويوضح الشكل 4-12 آليّتان مختلفتان لأنواع أخرى من الوصلة التكرارية , يبين الشكل اليساري آلية بسيطة لعمل المزلاج أمّا الشكل اليميني فيبين ميكانيزم يدعى بـ**(Hypocycloidal)** و في كلتا الحالتين نلاحظ أن حركة الخرج دائما صغيرة مقارنة مع الحركة المسببة لها.



الشكل 4-12 مثالين عن تطبيقات الوصلة الساكنة.

– وصلة منع التحكم العكسي (Over-Center Linkage) :

تؤمن هذه الوصلة التوقف الميكانيكي ومنع التحكم العكسي بالميكانيزم , ويبين الشكل 4-13 تصويراً بسيطاً للآلية يوضح المبادئ الأساسية للميكانيزم الذي تعمل به الوصلة.



الشكل 4-13 آلية عمل الوصلة.

عندما تدور الوصلة الدوارة من (A) وباتجاه عكس عقارب الساعة, فإن المنزلقة ستتحرك إلى اليمين حتى تبلغ أقصى انزياح لها , وذلك عندما تكون الوصلة في وضعها الأفقي وهذا ما يسمى بالوضع المركزي للوصلة ,و باستمرار دوران الوصلة الدوارة فإن الميكانيزم سيكون في الوضع (B) والذي يوافق ما يسمى بالوضع الفوق مركزي للوصلة وهنا ستتوقف الحركة نتيجة تلاقي الكتلة المتحركة (المثبتة على الوصلة الدوارة) مع الكتلة الثابتة و بذلك سيتم منع التحكم العكسي بالميكانيزم أي عندما تُطبق قوة دفع معينة على المنزلقة.

- **أذرع الدفع (Pushrod)**

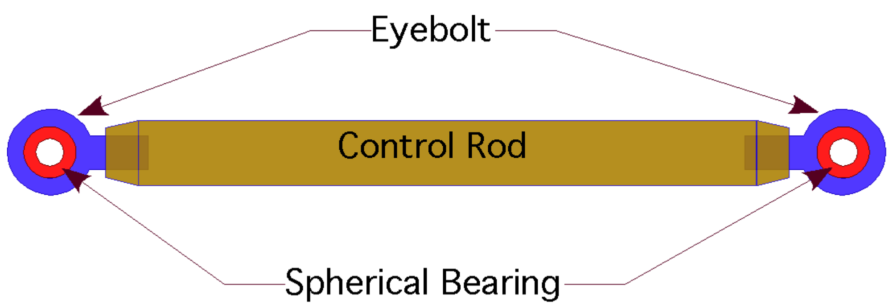


الشكل 4-14 أذرع دفع حقيقية.

أذرع الدفع هي عبارة عن وصلة إنشائية صلبة تستخدم في آليات التحكم بالطيران.تتصل بشكل نموذجي مع الوصلة المرفقية (bell crank) وتشكل وصلة ارتباط مكونة من أربعة مجموعات جزئية من وصلات قضيبية.

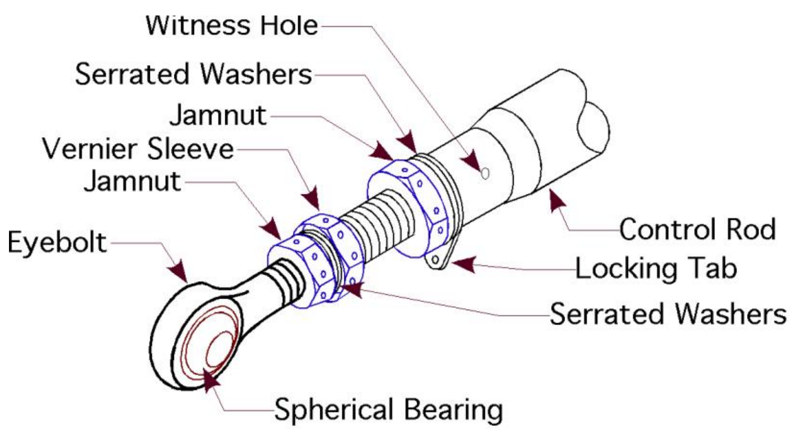
الشكل 4-15 يظهر ذراع الدفع , حيث تتألف من الجسم المركزي و نهايتي الذراع القابلتين للتعديل. تعدل النهايات لدعم تجهيزات جميع أجزاء الآلية.

لكون نهايات الذراع مسننة وتعشق داخل الجسم المركزي ,فانه من الضروري ضمان تعشيق كافي لها. نلاحظ من الشكل 4-15 وجود ثقوب ظاهرة (witness hole) والتي تقوم بالتزويد بالوسائل لتضمن التعشيق الصحيح. إن نهايات الذراع توضع ضمن وسائل إحكام مختلفة والتي تشمل على صامولة إحكام أو تزود بعروة أو سلك حماية وفي بعض الأحيان على مجموعة مما سبق , ويكون من الصعب ضمان أن تلك النهايات لن تتحرك من مكانها.



الشكل 4-15 تمثيل ذراع الدفع.

تصنع ذراع الدفع بشكل عام من الحديد وأحيانا من الألمنيوم أو المواد المركبة. حيث توضع مدحرجات كروية في كل نهاية ذراع. عادة يكون الشرار ذو خطوة صغيرة وذلك لضمان حدوث التغيرات المحتملة الصغيرة فقط حيث إن نهايات الذراع يمكن أن تزداد حتى 180 درجة. الشكل 4-16 يظهر تفاصيل أكثر لاتصال الـ(**eyebolt**) مع قضيب التحكم بالإضافة لكيفية تعشيقها مع ذراع الدفع وتوضّع صامولة الإحكام. حيث تعشق الـ (**eyebolt**) مع ذراع الدفع ومنها إلى الثقب الظاهر أما صامولة الإحكام فتشد بقوة على ذراع الدفع ومنها إلى سلك الأمان ثم عروة الإقفال.



الشكل4-16 اتصال ذراع الدفع مع الـ(**eyebolt**)

في بعض الأنواع من أذرع الدفع تستخدم العروات المنحنية (bent tab washer) حيث تملك نتوءات والتي بدورها تنحني على طول بقعة مستوية من صامولة الإحكام وعلى طول بقعة مستوية من ذراع الدفع (يلاحظ هذا الترتيب في الصور اللاحقة) حيث نلاحظ أن الـ (**eyebolt**) يمكن أن توضع عند أي زاوية وبعدها يمكن أن تثبت عند الزاوية المرغوبة , ومن هنا فان الـ ( )

eyeboltعند كل نهاية من ذراع التحكم يمكن أن تكون عند زوايا مختلفة (ومثال على ذلك واحدة غير مدارة والأخرى مُدارة 90 درجة) , بالإضافة إلى أن طول ذراع الدفع قابل للتعديل من إحدى النهايات وذلك بدوران الـ (**eyebolt**) 180 درجة , التغيير في الطول سَيَكُون ناتج عن عددَ الدوراتِ x خطوة الشرار. جميع أذرع الدفع لديها مدحرجات كروية في كل(**eyebolt**).

المدحرجات الكروية تؤمن وجود التسامحات المطلوبة عند التركيب بالإضافة إلى أنها تضمن أن الأحمال على ذراع الدفع ستبقى محورية. بالإضافة إلى الطول المناسب فإن معاير التصميم الأساسية لأذراع الدفع تكون قوية.

تتحمل ذراع الدفع الأحمال المحورية فقط ويجب أن يأخذ بعين الاعتبار أعظم أحمال متوقعة في العمل. في التطبيقات التي تكون فيها الأحمال ضعيفة تستخدم ذراع الدفع المصنعة من الألمنيوم. مؤخرا يتم تصنيع ذراع التحكم من المواد المركبة ويستخدم في معظم التطبيقات.

أذرع التحكم المصنعة من المواد المركّبة يَجِبُ أَنْ تُختَبَرَ كليّاً لبرهان قوة ومتانة المواد المركبة و الاتصال المسنن بين شرار ذراع الدفع و شرار ذراع التحكم. إن العزم المطبق على صامولة الإحكام لا يجب أن يعتبر من وسائل الإقفال. المدحرجات الكروية يمكن أن تسمح بتجاوز سوء اصطفاف أثناء التركيب يصل حتى (3–5 درجات) , في حين تجاوز الـ (5) درجات فان العزم سيطبق على المدحرجات و ستطبق اجهادات الانحناء على ذراع الدفع .

ومن الضروري عدم وجود مناطق خلخلة بين ذراع الدفع والمكونات المتصلة معها, ويجب ضمان اختيار العروات بشكل جيد لتجنب حدوث انزياح جانبي بالاتصال بين ذراع الدفع والمكونات المتصلة معه.

- **الوصلة الكروية (Ball Linkage)**

إن الاستخدام الشائع للوصلات الكروية عندما لا تكون هي وذراع الدفع في نفس مستوي الدوران كما في قرن التحكم. هذه الوصلة تمنع حدوث الانحناء لأنها تستطيع الدوران في أكثر من مستوي.

هناك عدة مقاسات للوصلة الكروية تصنف في نوعان فقط :

<u>النوع الأول</u> هو الوصلة الكروية المزودة بغطاء. والذي يملك كرة مع عمود مدمج بمسنن يثبت إلى قرن التحكم أو ذراع معزز,و بعض الصناعات بدأت بصناعة أنواع بمقاسات كبيرة من الوصلة الكروية حيث يفضل استخدام الأحجام الكبيرة عن الأحجام الصغيرة لان العمود معرض للكسر بسهولة.

يظهر الشكل 4–17 **في الأعلى:** وصلة كروية ووصلة كروية مزودة بغطاء. وهو خيار جيد من اجل الخناقات وسطوح التحكم للطائرات الصغيرة. حيث تكون ساق الكرة قوية جدا من اجل الاستخدام في الطائرات الكبيرة. **وفي الأسفل:** نوع نموذجي من الوصلات الكروية المستخدمة في المروحيات.



الشكل 4–17 الوصلة الكروية.

<u>النوع الثانـي</u> من الوصلات الكروية تتألف من كرة ويوجد فيها ثقب وعلى ذراع غير مزود بغطاء وهو يشبه مضرب كرة التنس ولكن بدون الخيوط.

تثبت الكرة بواسطة يرغي وصامولة إقفال. وهي شائعة في الطائرات الكبيرة وفي معظم النقاط في مروحيات الـ (R/C).



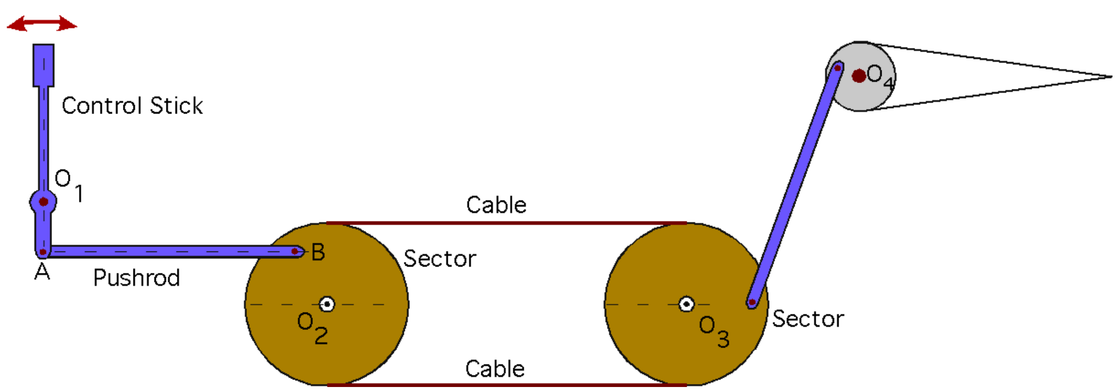
الشكل 4-18 الوصلة الكروية.

الشيء الوحيد الذي يجب أن تؤخذ الحيطة منه عند استخدام هذا النوع من الوصلات هو احتمالية انكسارها وخروج الكرة منها. وبالتالي لا يمكن التنبؤ بنتائجها.

إن الوصلات الكروية خطيرة و مرتفعة السعر عن الأنواع الأخرى من وصلات اذرع الدفع ولكنها أيضا تتمتع بفعالية كبيرة.

- **نظام الكابلات (Cable System)**

تقدم هذه الوحدة نظرة عامة عن نظام الكابلات للطيران حيث لا تعالج هذا النظام ككل. يعتُبر نظام الكابلات كعنصر وظيفي من نظام التحكم بالطيران ويتم دراسته كعنصر فردي في سلسلة وحدات نظام الاتصال. يمثل الشكل 4-19 نظام تحكم مبسط لل (elevator) حيث يُظهر الشكل الوصلات التي تؤمن الاتصال بين سطح التحكم و الطيار.

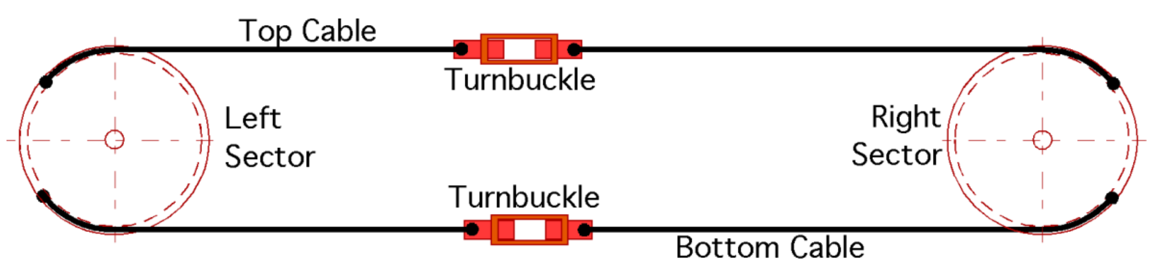


الشكل4-19 نظام تحكم مبسط لل elevator

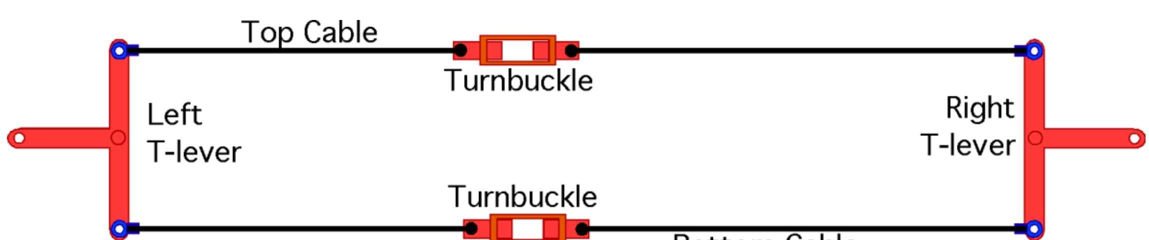
بشكل عام يُحدد نظام الكابلات بزوج من الكابلات يتصلان إلى قرصين دائريين أو إلى عتلة على شكلT (T-Lever) أو إلى رافعة (capstan) بالإضافة إلى بكرات . لابدّ أن يكون هناك زوج من الكابلات لكون الكابلاتِ يُمْكِنُ فقط أَنْ تُسْحَبَ، وبمعنى آخر، الكابلات يُمْكِنُ فقط أَنْ تنقل قوى شد , كما هو مبين بالشكل 4-21 والشكل 4-20.

في أنظمة الكابلات المُستخدمة للأقراص الدائرية فإنه يجب أن يكون لها نفس قطر الخطوة , وإلا فانه ليس هناك جدوى من استخدام نظام الكابلات. عند استخدام العتلة T فان أنصاف الأقطار يمكن أن تكون مختلفة بين نهاية أحد الكابلات و الأخرى وذلك بغرض الحصول على نسبة تعشيق مختلفة.

إن الاختلاف الأساسي بين كل من نظام الكابلات المستخدم للأقراص الدائرية ونظام الكابلات المستخدم للعتلة T هو أن العزم الناتج من القرص الدائري من اجل قوة شد معينة يكون ثابت من اجل أي زاوية دوران للقرص , أما من اجل نظام الكابلات المستخدم للعتلة T فان العزم يتغير بتغير الزاوية بين الكبل وذراع العتلة, ولذلك فإن قوة شد الكبل ستتغير مع زاوية الدوران من اجل عزم دوران (دخل) ثابت.



الشكل 4-20 نظام الكابلات المستخدم للأقراص



الشكل4-21 نظام الكابلات المستخدم للعتلة T

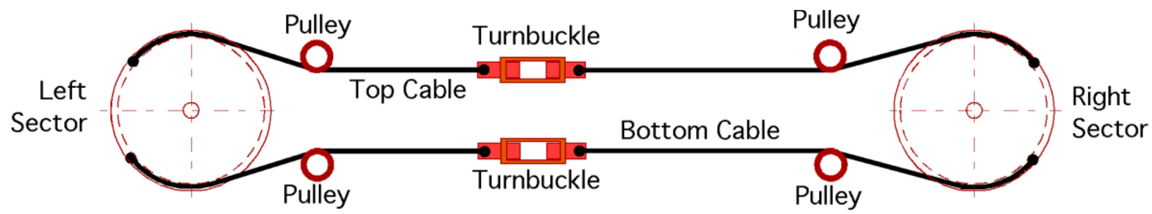
تصنع الكابلات مِنْ مجموعة من الأسلاكِ الفرديةِ التي تلف سوية لتَشكيل جديلة واحدة وبعد ذلك تَنْسجُ عِدّة جدائل سوية. على سبيل المثال , 19 x 7 سلك يَشْملُ 7 جدائل تنَسجَ سوية حيث أن كل جديلة مكونة من لف 19 سلك سوية.

يَعطي هذا التركيب خصائصَ جيدةَ لقدرةِ الكابلات على التحمل بينما تَبقى بنفس الوقت ذات مرونة جيدة. ولكن، عندما يُشدُّ السلك أَو يُلْفُّ حول الأقراص أَو البكرات، فانه يحتك معها مما يؤدي إلى قوى احتكاك وبالتالي اهتراء للكبل. ولهذا السبب فان الكابلات ليس لها عمر نهائي . وبالتالي الكابلات يَجِبُ أَنْ تُفْحَصَ بشكل دوري في الطائراتِ بسبب الاحتكاك.

الميزة الأساسية لنظام الكابلات هي أن القوة أو العزم يمكن أن تنقل على طول الطائرة ببساطة وبكفاءة عالية, بالإضافة إلى انه يتمتع بوزن خفيف جدا بالمقارنة مع الأنظمة الأخرى وأيضا سهولة صيَاْنَته وكلفته المنخفضةِ.

ومن مساوئ هذا النظام هو عدم صلابة الأنظمة لكون الكابلات تكون في حالة شد تحت تأثير الأحمال , بالإضافة إلى انه في مثل هذه الأنظمة ومع زوايا لف صغيرة (الزاوية بين السلك والبكرة) , يوجد احتمالية كبيرة لحدوث اهتراء في تلك البكرات ,مما يؤدي إلى ازدياد عمليات الصيانة و بالتالي فترات فحص اكبر.

الكابلات تكون مُركبة خلال هيكلِ وجناحِ الطائرة باستخدام البكراتَ , حيث تستعمل البكرات عندما يتطلب النظام تغير في اتجاه سير الكبل , وبالإضافة إلى انه يُمْكِنُ أَنْ تُستَعملَ البكرات أيضاً على طريق الكابلات الطويلةِ لمَنْع حدوث تدلّي مفرط و لضمان أن السلك الرخو لَنْ يتقاطع أو يعلق مع مكوّنَات أَو تراكيبَ أخري. الشكل 4 يعطي توضيحا لنظام الكابلات مع البكرات. كل بكرة مركبة في الطائرة تعرف من خلال مسار الكبل الذي يدخل ويخرج من هذه البكرة. تُضيفُ البكراتُ احتكاكا في النظامِ وتؤدي إلى إحداث منطقة اهتراء للكبل , لذلك فانه من الضروري جعلها قليلة في نظام الكابلات وخاصة المتغيرة الاتجاه منها.



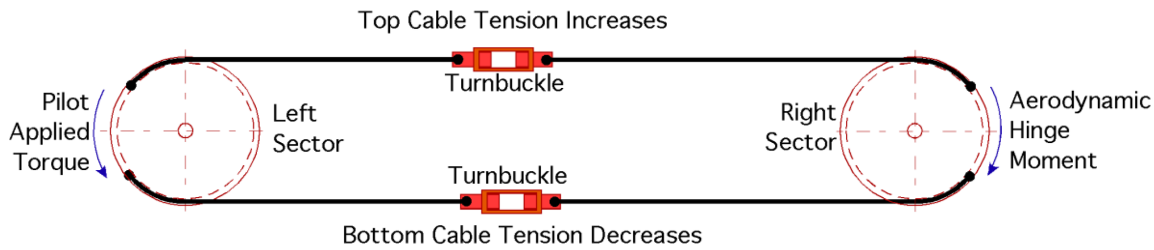
الشكل4–22 نظام الكابلات مع البكرات

عندما تركب الكابلات فان الـ turnbuckle. تستخدم من اجل إحداث تحميل مسبق للكابلات (زيادة في الشد لتجنب الارتخاء). حيث يكون التحميل ضمن المجال 75–150 باوند. من اجل نظام تحكم بالطيران مثالي قابل للعكس يكون مدى التحميل المسبق للشد 130–150 باوند.

إن الشد المسبق يضمن أن الكبل لن يرتخي تحت تأثير أعظم قوى طيران متوقعة , بالإضافة إلى انه يمكن زيادة تحميل الكبل لزيادة صلابته (وبمعنى آخر: . ، للحصول على شد أقل للكبل من اجل تحميل معين) , وذلك لكون الصلابة تزداد بزيادة شد الكبل.

الشكل 4–23 يعطينا نظرة اشمل من اجل فهم ديناميكية نظام الكابلات. من اجل عزم مطبق كما هو موضح بالشكل تزداد قوة الشد في الكبل العلوي بينما تنقص في الكبل السفلي. ومن المعلوم أن زيادة قوة الشد في الكبل تؤدي إلى ازدياد طوله وبالعكس إن نقصان قوة الشد تؤدي نقصان في طول الكبل. إن هدف هذا التصميم هو عدم حدوث ارتخاء في الكبل من أجل أعظم قوة متوقع تطبيقها.

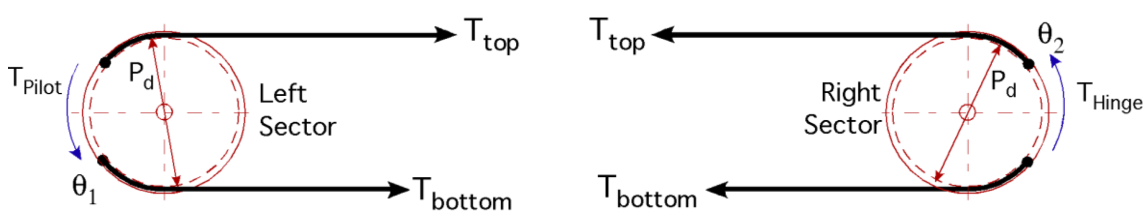
الكابلات المُرتخية غير مرغوب فيها لأنها دائما في خطرِ التداخل مع التراكيبِ أو الأجهزة المحيطِة. إن التحميل المسبق للكبل يجب أن يعمل ليضمن أن الكبل السفلي لن يصيبه ارتخاء عندما يشد الكبل العلوي إلى أعظم قيمة عزم متوقع تطبيقها من الطيار. تحدد القيم العظمى للعزوم المتوقع تطبيقها من اجل الطيران التجاري في جداول ملحقة .



الشكل 4-23 نظام الكابلات مع الأحمال

من اجل القوى المطبقة على القرص الدائري تكون قوة الشد الناتجة متساوية ومتعاكسة في الاتجاه كما هو مبين في الشكل 4-24. توازن العزوم في القرص اليساري يتضمن العزم المطبق من قبل الطيار , حيث تكون قيمة العزم المؤثر على الكبل العلوي (قوة الشد العلوية x قطر القرص) , أما قيمة العزم المؤثر على الكبل السفلي (قوة الشد السفلية x قطر القرص). وقوة الاحتكاك المؤثرة على البكرات/الأقراص (وتتضمن الاحتكاك الناتج عن لفات الكبل واحتكاك المدحرجات).

تظهر قوة الشد في الكبل نتيجة التحميل المسبق البدائي المطبق عليه وبعدها أي اختلاف بين θ1 و θ2 , والذي يدل على انفعال إضافي في طول الكبل والذي يحدث عندما يطبق الطيار قوة للتغلب على رد فعل عزم المفصل السطحي.



الشكل4-24 مخطط الجسم الحر لنظام الكابلات

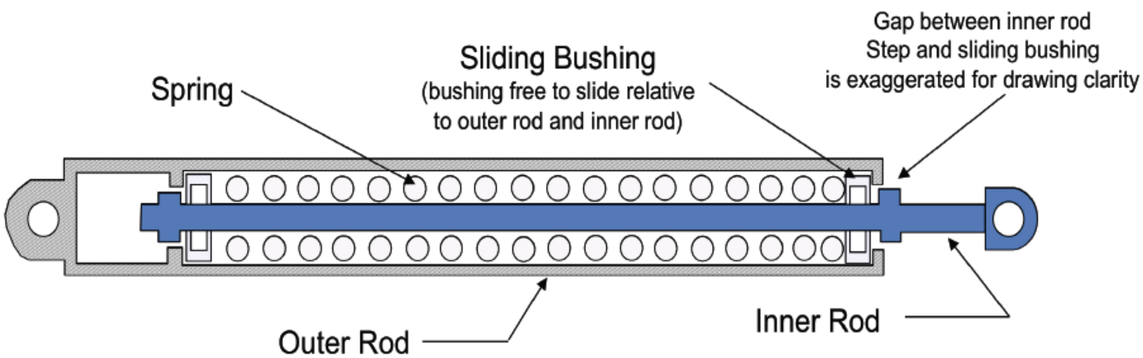
يستخدم نظام الكابلات من اجل وظائف أخرى غير نظام الطيران الأساسي, من تلك الوظائف انه يستخدم من اجل الوصل بين معزز الطيار الآلي وبين قرص دائري أو العتلة T, وأيضا يستخدم من اجل التحكم بنظام التوازن الثانوي(كتأمين الاتصال بين عجلة التوازن وبين سطح التوازن) , وهناك وظائف أخرى مثل كابلات تحرير عجلات الهبوط . عادة ما تستخدم معززات الطيار الآلي الرافعة السلكية من اجل الحصول على انتقال اكبر من اجل قطر قرص اصغر.

من أجل تلافي توقف الميكانيزم ولاستمرار الحركة عند حدوث الأعطال عند ظهور بعض المشاكل الميكانيكية للوصلات فغالباً ما تُدعّم الوصلات ببعض الميكانيزمات التي تضمن أداء الوصلة للعملية المطلوبة منها حتى عند ظهور المشاكل, وأهم هذه المشاكل حدوث زيادة كبيرة في الحمولة المؤثرة على الوصلة و التي تكون خارج مجال تصميم الوصلة أو الميكانيزم, و نذكر هنا بعض هذه الميكانيزمات :

- **مُحددات الحمولة (pogos)**

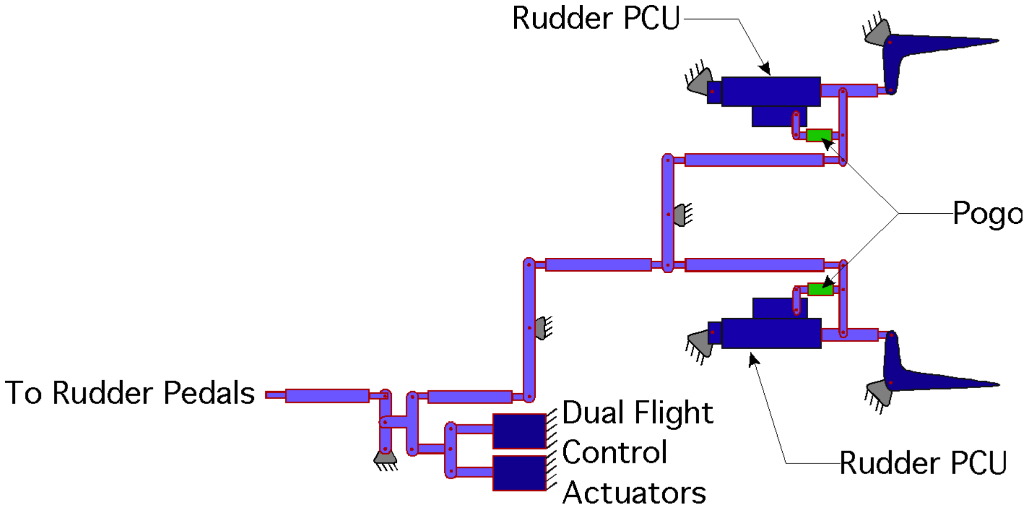
هي عبارة عن نابض مُقسّى مثبت في نظام التوصيل و وظيفته تتمثل بالسماح للميكانيزم بالاستمرار حتى تحت ظروف التحميل الحرجة.

يبين الشكل 4−25 التصميم التقليدي لمحددات الحمولة المستخدمة في نظام التحكم بالطيران , وعند تصميم محددات الحمولة يضبط انضغاط النابض على المستوى المرغوب للحمولة ,فإذا كانت الحمولة المؤثرة على طرف الـ(pogos) أقل من قوة النابض فإنه يعمل كوصلة صلبة (pushrod) , أما إذا كانت الحمولة المطبقة أكبر من قوة النابض عندها سينضغط النابض و يمتص الزيادة في القوة من خلال تحرك الطرف الآخر من الـ(pogos)



الشكل4−25 تمثيل محددات الحمولة.

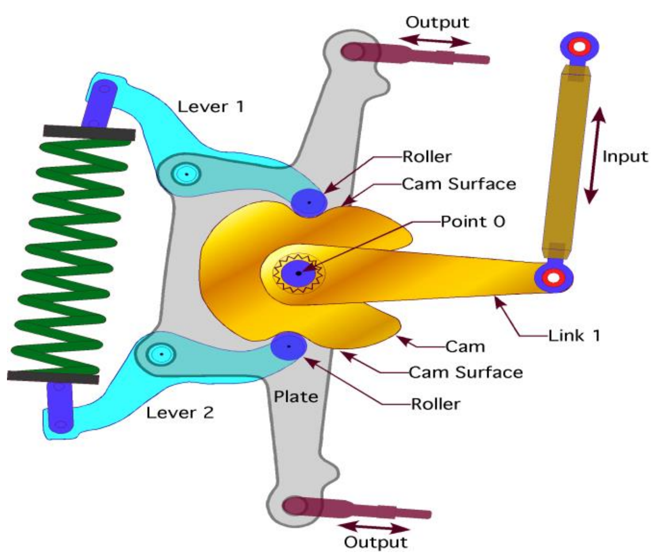
يبين الشكل 4−26 نظام تحكم بالطيران (لدفة التوجيه (Rudder)) لطائرة حربية , وتظهر فيه محددات الحمولة (pogos) .



الشكل4–26 مثال عن استخدام محددات الحمولة.

- **جهاز التحرير(Breakout Device)**

يعمل الجهاز المحرر بشكل مشابه لمحددات الحمولة , ويمكن شرح مبدأ عمله بالاستعانة بالشكل 4–27 , إن الكامة و الوصلة 1 (Link1) مثبتتان مع بعضهما ويعملان كجزء واحد , يستطيع هذا الجزء الدوران بالنسبة إلى الصفيحة الرمادية ولكنه مثبت بمكانه عن بواسطة النابض الذي يؤثر على العتلتين 1و2 (Lever 1,2) الملامسات لسطح الكامة عن طريق مسند دوراني لكل منهما.



الشكل4–27 جهاز التحرير

في حالة التحميل العادي , تكون قوة النابض كافية لإبقاء المساند الدورانية في أماكنها الظاهرة على الشكل و تدور كامل الآلية حول النقطة (o) , أما في حالة التحميل الحرج على أيٍ من وصلات الخرج , فإن الصفيحة ستبقى ثابتة و الحركة سوف تنتقل عن طريق المساند الدورانية إلى النابض ليمتص الحركة بانضغاطه.

3.4. الخاتمة Conclusion

تحدثنا في هذا العمل عن أهم وأشهر الوصلات المستخدمة في نظام التحكم بالطيران مع دعمها بالأمثلة دون الدخول في تعقيدات التصميم بهدف الفهم المبسط لدورها ,وبالأخص أن الموضوع مطروح من جهة أنظمة الطيران.

المراجع References

[1] The Site www.daerospace.com _Mechanisms.

[2] Neil Sclater & Nicholas P. Charonis.," Mechanisms and Mechanical Devicies" , 2007 4th Edition.

[3] The Site www.airfieldmodels.com

أنظمة الطيران الإلكترونية

Avionics

محمد الرفاعي – رضا الحريري

Abstract **خلاصة**

في هذا البحث نتعرف على علم إلكترونيات الطيران من خلال أهم المعدات والتجهيزات المخدّمة والنظم العاملة, ونلقي نظرة تاريخية بسيطة على نشأة هذا العلم و أهم مراحل تطوره. بالإضافة لذلك نقدم مجموعة من أهم النظم التي تزود بها الطائرات الحديثة بشكل عام. وأهم الخصائص والميزات التي يجب أن تمتلكها هذه الأنظمة.

Key words **الكلمات المفتاحية**

Aircraft, Accelerometers, Aeronautical, Attitude, Avionics, Cathod ray tubes, Cockpit, Compass, Data buses, Fly-by-wire, Glass cockpit, Gyroscopes, Inertial, Indicator, Instrument flight rules, Liquid crystal displays, NAVIGATION, Ram Air Turbine, Visiual flight rules .

Introduction 1.5. مقدمة

للوهلة الأولى قد يظن البعض أن الطائرة عبارة عن هيكل ومحرك ومن أفضل الوسائل وأكثرها أماناً للتنقل والراكب لا يهتم إلا بوسائل الراحة والخدمة وما شابه لكن الحقيقة أن الطائرات الحديثة هي فعلياً عمل فني تقني تكنولوجي ساهمت فيه مئات الآلاف من الأيدي والعقول حتى وصل لما هو عليه في يومنا هذا. وربما ليس من المبالغة إن قلنا أن أنظمة التحكم الالكترونية هي بمثابة الأعصاب لهذا البدن العملاق قد لا يظهر منها إلا عدادات وشاشات وأزرار تحكم لكن تحت هذا القناع الجميل يوجد عالم من التكنولوجيا المتطورة التي دفعت علم الطيران أشواطاً كبيرة للأمام .

Avionics: باختصار هي الشق الإلكتروني لعلم الطيران. بداياتها منذ خمسينات القرن الماضي ولم تدخل فعلياً في الخدمة حتى السبعينات.

لا يمكن للطائرة الحديثة أن تطير بدون الأنظمة الإلكترونية التي تزود الطاقم بوسائل التحكم الضرورية. أنظمة الطيران الإلكترونية avionic تستخدم في تطبيقات مختلفة ابتداء من التحكم

بالرحلة مروراً بالمعدات والملاحة وانتهاء بالاتصالات. وفعلياً الطائرات التي تستخدم تقنيات fly-by-wire لا تستطيع الإقلاع عن سطح الأرض بدون الأنظمة الإلكترونية المخدمة لها.

2.5. معدات الطيران Flight instruments

لمحة تاريخية: في أي طائرة ومن ناحية الأهمية, تحتل الأنظمة المستخدمة لاستشعار والدلالة على الإرتفاع والتوجه والموضع والسرعة المرتبة الأولى من ناحية الأهمية. في الطائرات القديمة كانت هذه الأنظمة عبارة عن وسائل إلكتروميكانيكية بسيطة, وكان الطيران يتم وفقاً لقواعد الرؤية Visual flight rules (VFR) أكثر من استخدام المعدات Instrument flight rules (IFR). وكان مصدر المعلومات الرئيسي للطيار عن حركة وأداء طائرته كان من خلال ما يراه من نافذة قمرته !!!!!. لكن في أيامنا مكنت الأنظمة الإلكترونية وشاشات العرض المعززة بأنظمة رقمية منطقية مكنت الطائرة من التحليق بالاعتماد كلياً على الأجهزة (مع بعض الاستثناءات بالطبع).

توجد أجهزة متنوعة تزود الطيار بالمعلومات اللازمة عن الرحلة وأداء الطائرة مثل إتجاه الطائرة ,السرعة الهوائية والأداء بشكل عام. تستخدم في الطائرات الحديثة محولات وشاشات عرض ومؤشرات إلكترونية وقد ازداد استخدام Cathode ray tubes (CRT) & liquid (LCD) crystal displays من أجل عرض البيانات فيما بات يعرف بالقمرة الزجاجية (glass cockpit). حتى الراكب أصبح لديه شاشة عرض تبين له بعض المعلومات الأولية عن الرحلة ومجموعة من المعلومات الأخرى.

1.2.5. معدات الطيران الأساسية Main Flight instruments

من المعدات الهامة جداً والمصيرية في أي طائرة هي المعدات التي تدل على موضع وأداء الطائرة. ومهمة هذه المعدات إظهار كافة البيانات المتعلقة بما يلي:

- التوجه heading
- الارتفاع altitude
- السرعة الهوائية air speed

- rate of turn معدل الانعطاف
- rate of climb (or descent) معدل التسلق أو الهبوط
- attitude (relative to the horizon) الموضع نسبة للأفق

فيما يلي بعض أهم المعدات التي تؤمن ما سبق مع بعض التفاصيل المتعلقة بها:

1- قائس الارتفاع Altimeter

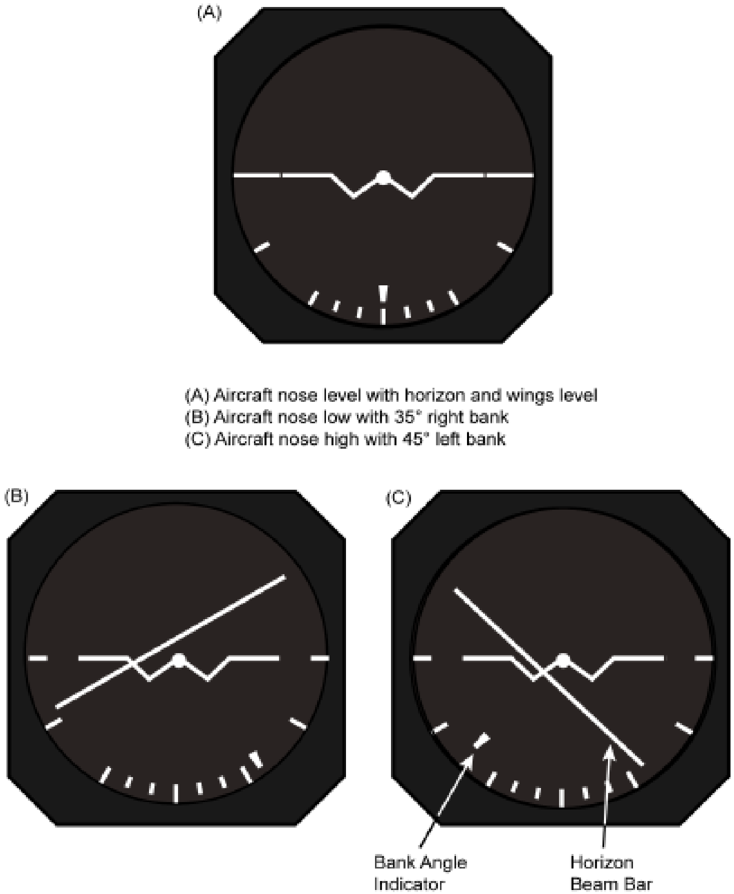
يشير لارتفاع الطائرة عن مستوي مرجعي عادة ما يكون سطح البحر وذلك بقياس الضغط المحلي للهواء (الشكل 5-1).



الشكل 5-1 قائس الارتفاع

2- مؤشر الموضع أو الأفق الاصطناعي Attitude indicator or(artificial horizon)

يظهر موضع الطائرة بالنسبة للأفق (الشكل 5-2).



الشكل 5–2 مؤشر الأفق الاصطناعي

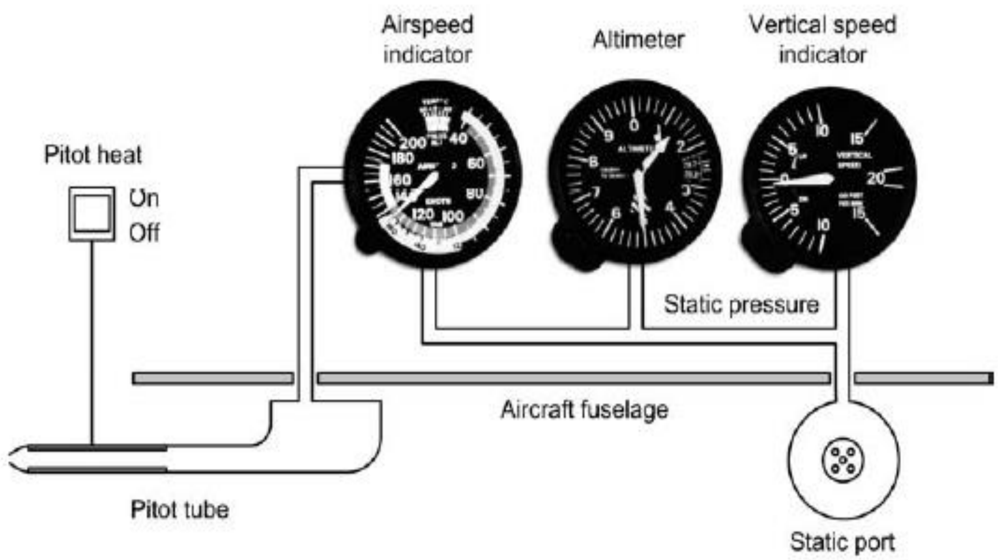
يساعد هذا المؤشر الطيار على معرفة فيما إن كانت الأجنحة مستوية و إذا كان أنف الطائرة باتجاه أعلى أو أسفل الأفق. هذا المؤشر هام جداً للطيران وفعال بشكل كبير في ظروف الرؤية السيئة. والطيار مدرب على الاستعانة بمجموعة معدات أخرى في حال تعطل هذا المؤشر.

3– مؤشر السرعة الهوائية Airspeed indicator

يبين سرعة الطائرة بواحدة العقدة (knots) نسبة للهواء المحيط (الشكل 5–3). حيث يقارن هذه الجهاز ضغط الهواء الديناميكي Ram-air pressure في أنبوب بيتو مع الضغط الستاتيكي. (الشكل 5–4)



الشكل 5-3 مؤشر السرعة الهوائية

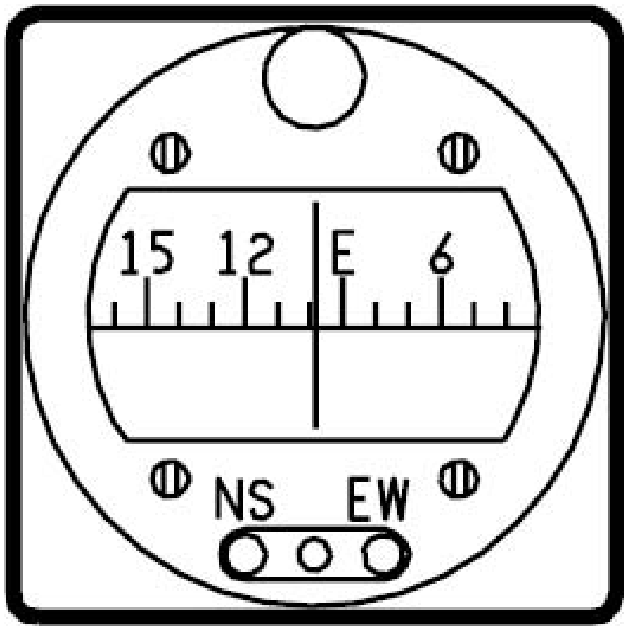


الشكل 5-4 أنبوب بيتو

هنا يجب الانتباه لأنه يجب تصحيح سرعة الهواء المقاسة تبعاً لكثافة الهواء(التي تتبع بدورها لكل من الارتفاع ودرجة الحرارة والرطوبة). كما يجب أيضاً وجود قائس إحتياطي.

4- البوصلة المغناطيسية Magnetic compass

تبين اتجاه الطائرة نسبة للشمال المغناطيسي الشكل5-5.

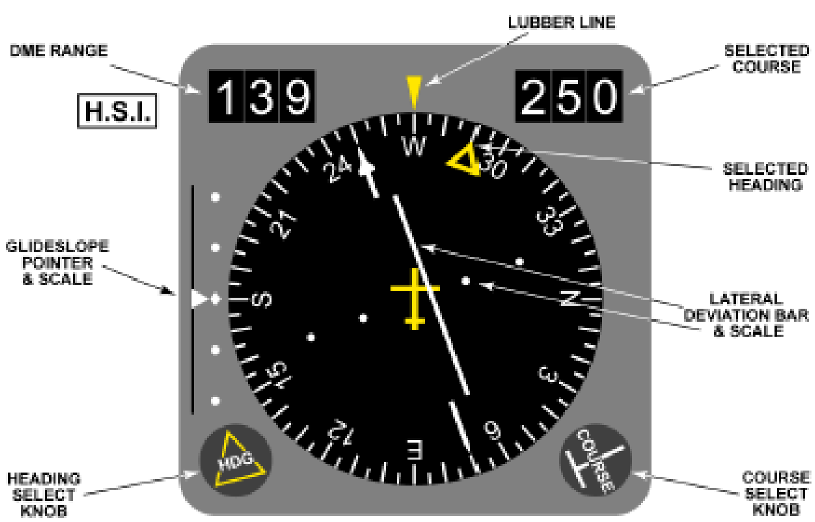


الشكل 5-5 البوصلة المغناطيسية

وبسبب انحراف الحقل المغناطيسي الأرضي تصبح هذه البوصلة غير موثوقة في حالات الانعطاف أو التسلق أو الإنحدار أو التسارع. ولذلك يلجأ لاستخدام (HSI).

5- مؤشر الحالة الأفقية Horizontal situation indicator(HSI)

يظهر هذا المؤشر رؤية تخطيطية لموضع الطائرة مبيناً فيها إتجاهها (الشكل 5-6).



الشكل 5-6 مؤشر الحالة الأفقية

المعلومات التي يعتمد عليها هذا المؤشر مستمدة من البوصلة و تجهيزات الملاحة(VOR) التي تؤمن الاتجاهات الدقيقة بمساعدة محطات أرضية. في الطائرات الخفيفة يكون مستقبل VOR عادة مدمج مع جهاز اتصالات الراديو VHF أما في الطائرات الأكبر فيكون مستقبل VOR منفصل.

6- مؤشر الانعطاف والانزلاق Turn & bank indicator or 'turn coordinator'

يبين اتجاه ومعدل الانعطاف. حيث قائس ميل inclinometer داخلي يبين جودة الانعطاف أي فيما لو كان الانعطاف يتم بشكل صحيح أم غير صحيح حيث إما تكون الطائرة في وضع انزلاق slip or skid . في الطائرات الحديثة يتم استبدال Turn & bank indicator بما يسمى 'turn coordinator', الشكل 5-7, الذي يظهر:

1) معدل و اتجاه roll عندما تكون الطائرة بحالة rolling

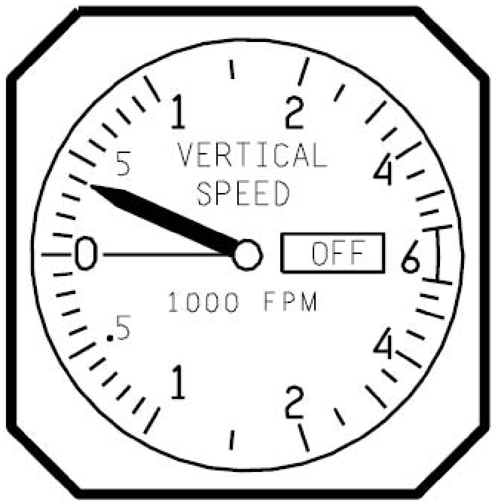
2) معدل و اتجاه turn عندما لا تكون في حالة rolling .



الشكل5-7 مؤشر الإنعطاف والإنزلاق

7- مؤشر السرعة الشاقولية Vertical speed indicator

يبين معدل التسلق أو الإنحدار بواحدة (قدم لكل دقيقة أو متر لكل ثانية) عبر قياس التغير في ضغط الهواء .الشكل 5-8.



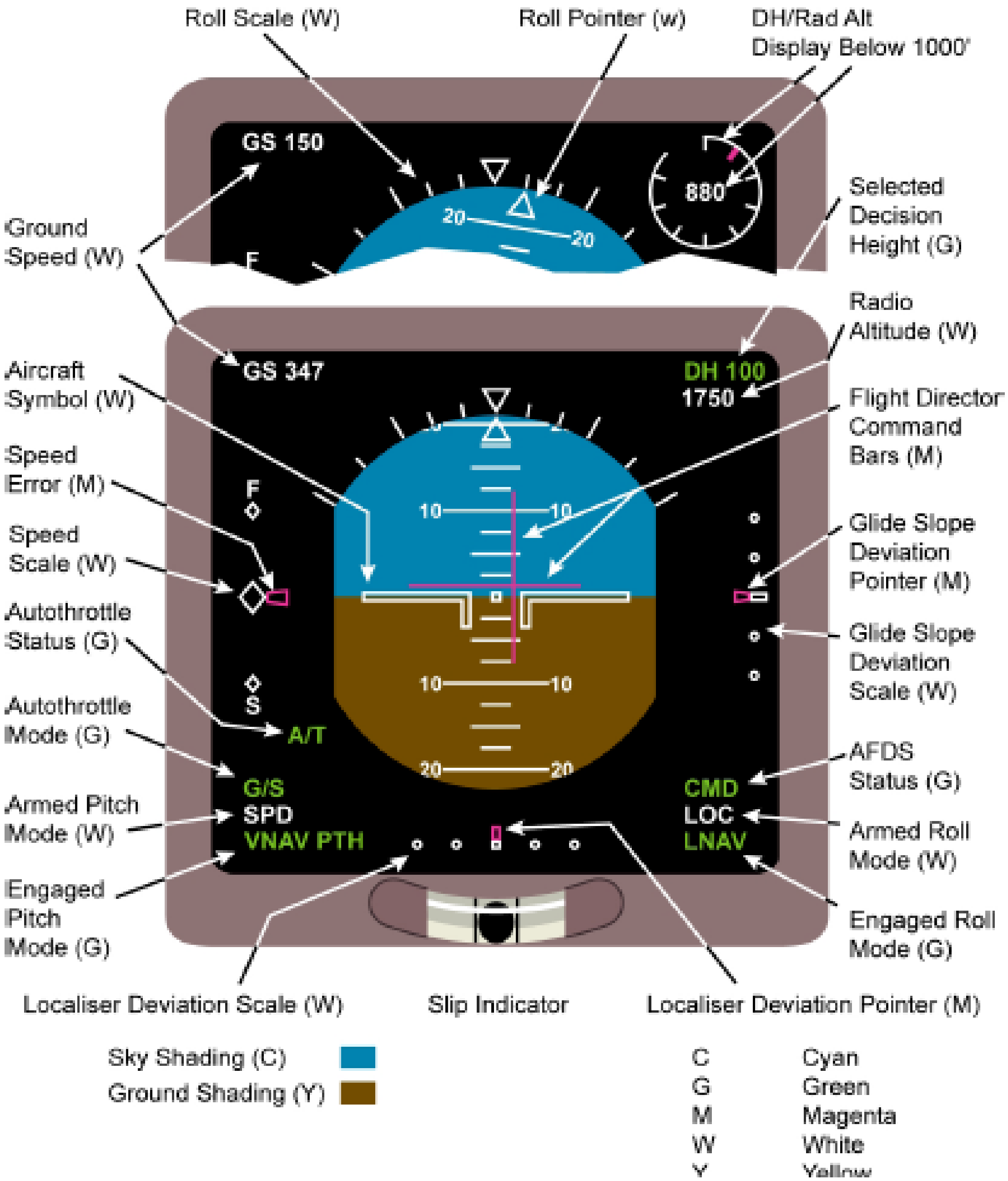
الشكل5-8- مؤشر السرعة الشاقولية

2.2.5. معدات الطيران الإلكترونية Electronic Flight instruments

تعتمد الطائرات الحديثة بشكل كبير جداً على الشاشات والمعدات الإلكترونية وذلك لأن أهم مميزات ذلك هو سهولة تبادل وتحويل البيانات مابين الأنظمة العاملة و إستخدامها كقواعد بيانات من أجل التحكم الآلي بالطيران. أهم هذه المعدات:

1- مؤشر الموضع و الإتجاه الإلكتروني electronic attitude &direction indicator(EADI).

مصمم بالأساس ليحل مكان ADI (الشكل 5-9).



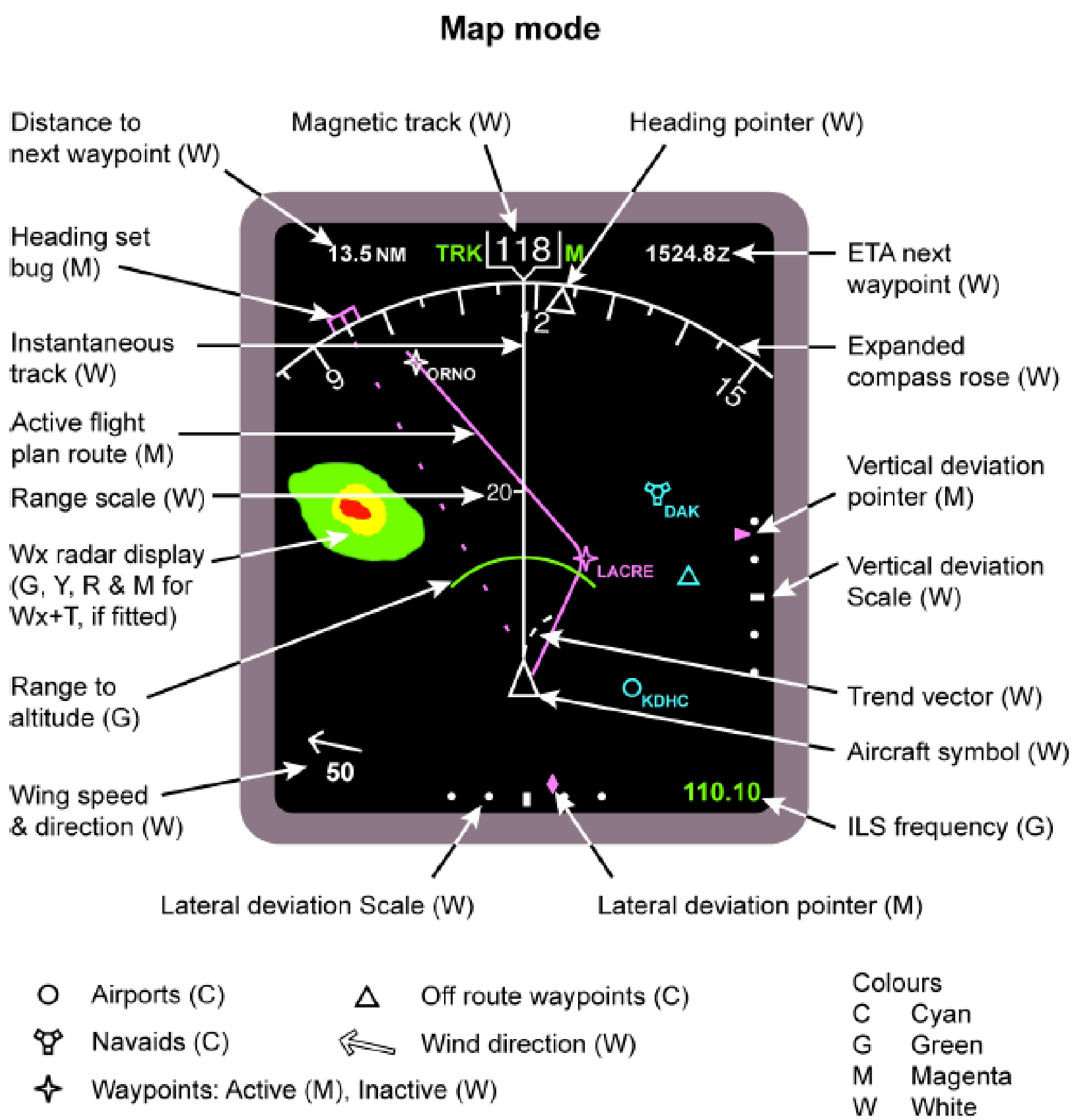
الشكل5–9 مؤشر الموضع و الاتجاه الإلكتروني

2– مؤشر التموضع الأفقي الإلكتروني electronic horizontal situation indicator(EHSI).

يساعد الطيار على ترجمة وفهم المعلومات القادمة من عدة أدوات ملاحة مساعدة. يوجد عدة أنواع لهذا المؤشر وجميعها تقوم بنفس المهمة وهي إظهار مجموعة من المعلومات وفق أحد تسعة أنماط يمكن الاختيار بينها وهي:

MAP, CTR MAP, PLAN , FULL ILS , FULL VOR , FULL NAV, EXPANDED VOR , EXPANDED ILS, EXPANDED NAV .

الشكل 5–10 يوضح المعلومات المعطاة وفق Map mode

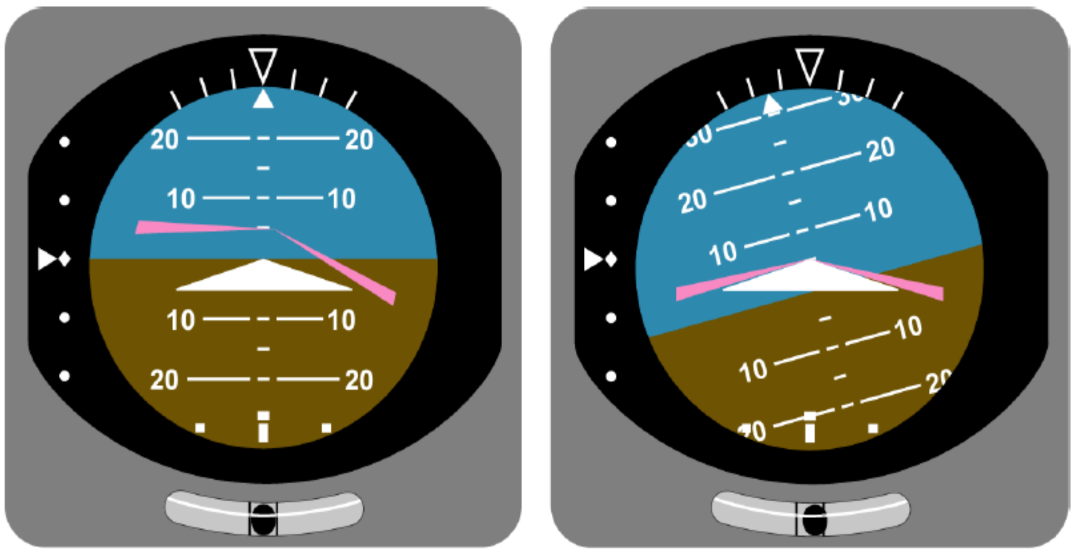


الشكل 5–10 مؤشر التموضع الأفقي الإلكتروني وفق نمط MAP

3.2.5. أنظمة إدارة الرحلة

Flight director systems (FDS)

مكوناتها الرئيسية هي (EHSI), (EADI) بشرط أن تعمل معاً بتوافق وفق نمط معين, الشكل 5-11. FDS تجمع خرج معدات الطيران الإلكترونية لتأمين عرض مبسط وواضح لمسار الطائرة



الشكل 5-11 إدارة الرحلة

وعبر مقارنة هذه المعلومات مع المسار المبرمج يمكن للنظام أن يحسب الأوامر اللازمة أوتوماتيكياً للوصول والمحافظة على المسار المطلوب.

4.2.5. شاشة التمركز الإلكترونية

Electronic centralized aircraft monitor (ECAM)

يبين الشكل 5-11 المعلومات التقنية المتعلقة بحالة طائرة AIRBUS وطريقة عرضها باستخدام ECAM. ويتم ذلك عادة عبر شاشتي CRT أو LCD المتموضعتين بشكل شاقولي في مركز اللوحة كما في الشكل, الشاشة العلوية الرئيسية, الشكل 12, تبين بارامترات المحرك الرئيسية (N1 عدد دورات المروحة,N2 سرعة عنفة الضغط العالي،EGT).



الشكل5–11 شاشة التمركز الإلكترونية



الشكل 5–12 شاشة بارامترات المحرك الرئيسية

كما تبين أيضاً تدفق الوقود حالة أجهزة زيادة الرفع (مواضع Flaps & slats) بالإضافة لمعلومات أخرى. الشاشة السفلية الثانوية تظهر معلومات أخرى إضافية متعلقة بأي خلل في عمل النظام أو مكوناته.

3.5. تنسيقات قمرة القيادة Cockpit layouts

أدت التطورات المستمرة في مجال تكنولوجيا عرض وإظهار الصور والبيانات والمخططات وتطبيقها في أنظمة الطائرات لتغييرات مستمرة في تنسيق القمرة خلال السنوات الأخيرة وقد حرص مصممو الطائرات على عدم إغراق الطيارين بالأجهزة وبالتالي المعلومات وكان همهم تقديم المعلومة بشكل ملائم وعند الحاجة إليها مما يسهل العمل ويقلل الضغط على الطيار.

لمحة تاريخية

- عدم وجود avionics قبل الخمسينات.
- إستخدام بسيط /أول ظهور أوائل الخمسينات.
- ملأت المساحة المتوفرة.
- تصغير الحجم.
- حالياً دخلت في عمل أغلب أنظمة الطائرة ولا يمكن الإستغناء عنها.

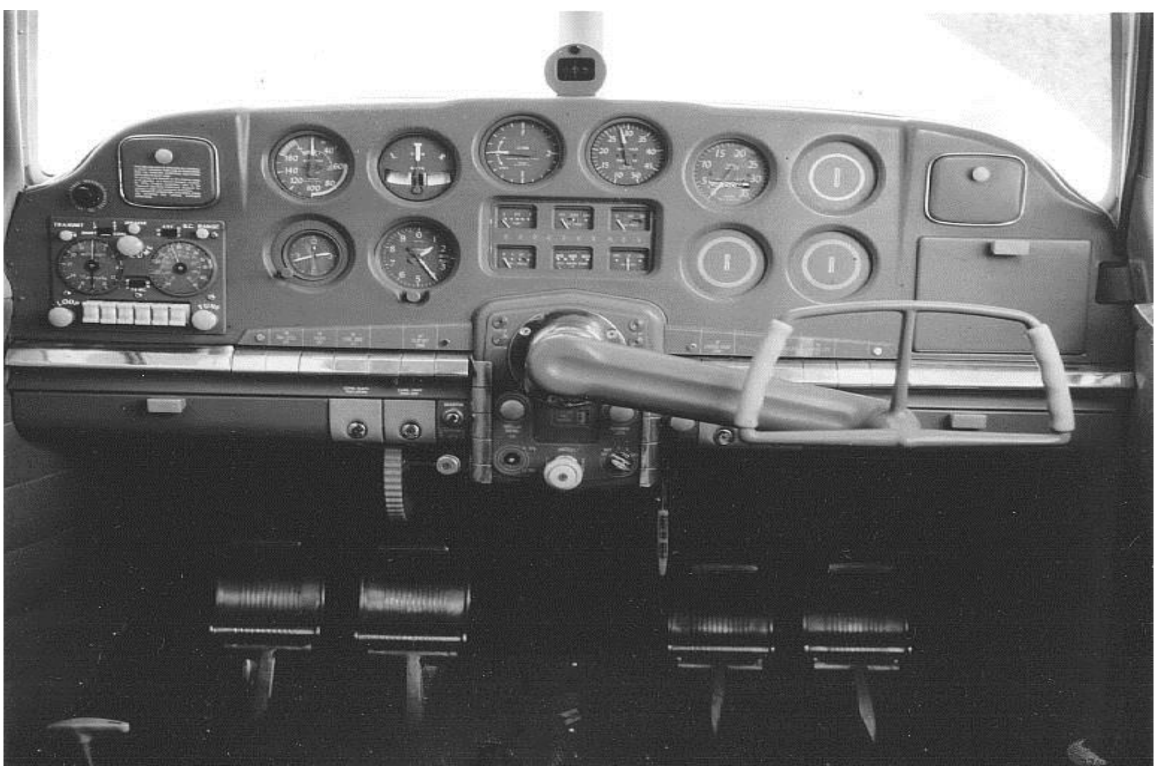
الشكل 5−13 يبين قمرة طائرة Aeronca Champ استخدمت في الخمسينات نلاحظ غياب avionics بالكامل باستثناء الراديو البسيط على عجلة الطيار.

الشكل 5−14 يوضح قمرة أول طائرة من طراز Beechcraft Bonanza .احتوت فقط على جهاز إرسال VHF لمخاطبة البرج بينما يبين الشكل 5−15, قمرة A320 المتطورة.

تموضع الأجهزة موضوع مهم بالنسبة للطيار وخاصة من أجل التأقلم مع الطائرة من أي طراز. وإن وجود شاشات العرض الكبيرة أدت لعرض كم كبير من البيانات بشكل أنيق و باستخدام لوحات أكثر ترتيباً (الشكل 5−16).



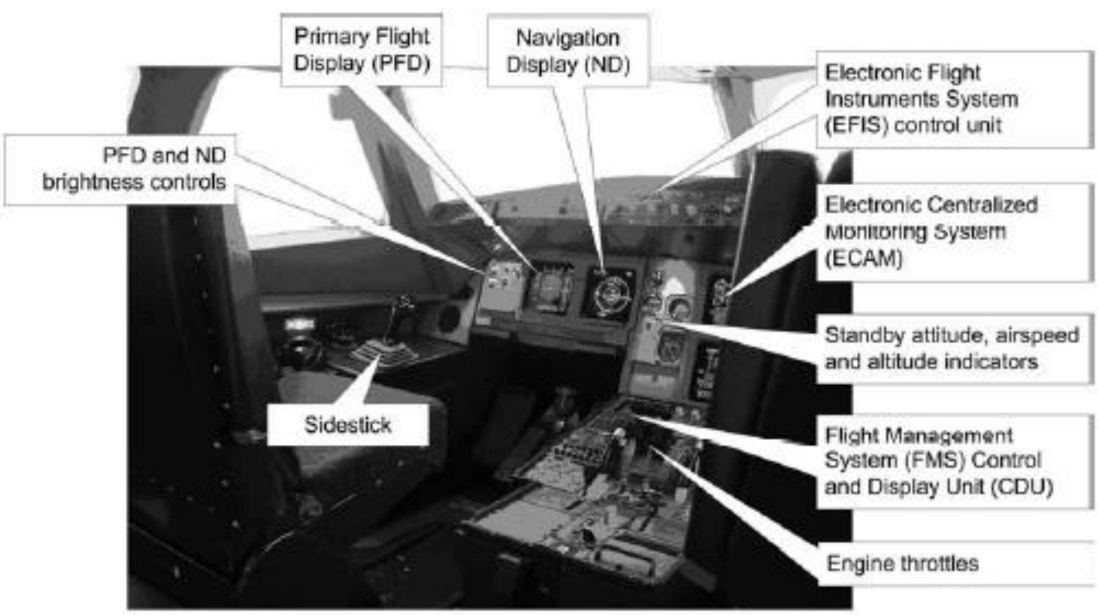
الشكل5-13- قمرة Aeronca Champ



الشكل 5-14 قمرة Beechcraft Bonanza



الشكل 5–15 قمرة A320



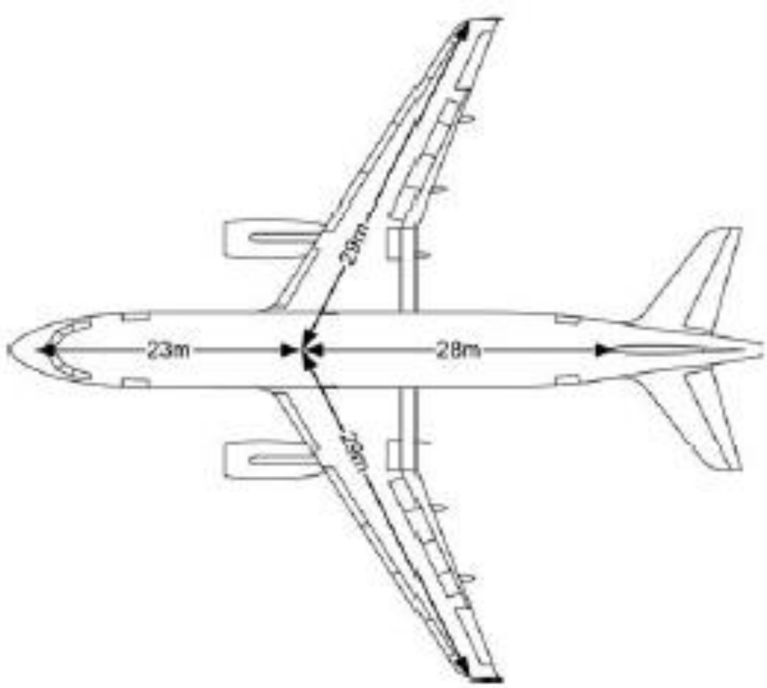
الشكل 5–16 ترتيب المعدات في القمرة

وأخيراً يمكن أن تزود القمرة بعدة تجهيزات مساعدة أو ثانوية تؤمن المعلومات اللازمة وخاصة في حالات الطوارئ أو فشل أحد الأنظمة.

4.5. نواقل البيانات Data Buses

ما هي أنظمة نقل البيانات ؟ أنظمة نقل البيانات في الطائرات تؤمن التواصل لعدد كبير ومتنوع من التجهيزات الإلكترونية فيما بينها وكذلك تبادل البيانات.

كلمة bus بالأساس مشتقة من الكلمة اليونانية omnibus ومعناها هو (للكل) To all . لذلك في أنظمة الكمبيوتر والأنظمة الرقمية bus تعني النظام الذي يسمح بتواصل وتبادل البيانات مابين الأجهزة في الأنظمة المعقدة. نظراً للعدد الكبير للأجهزة الإلكترونية في الطائرات الحديثة فإن ذلك يتطلب كمية لا بأس بها من الكابلات. وفي بعض الطائرات الكبيرة تكون كابلات التوصيل طويلة جداً .الشكل 5–17.

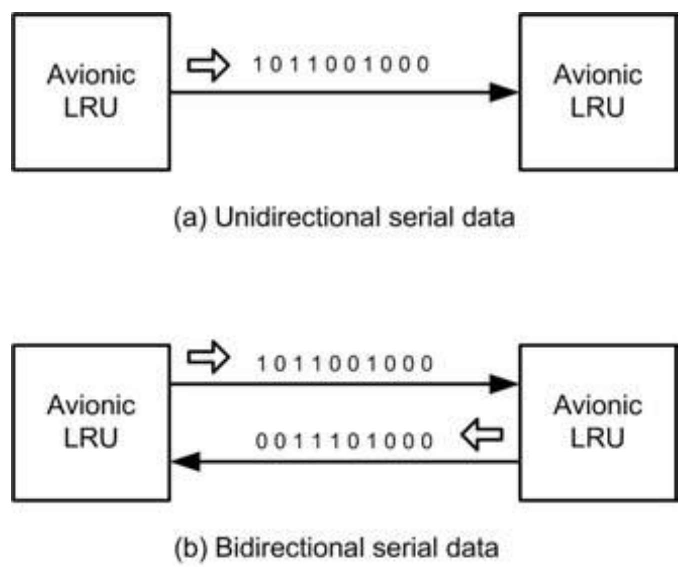


الشكل 5–17 كابلات التوصيل الرئيسية

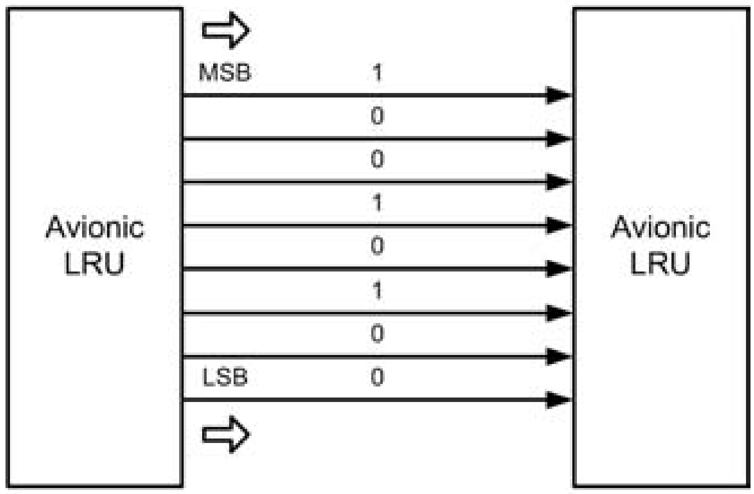
كابلات التوصيل ذات وزن كبير وتؤدي كنتيجة لذلك لزيادة وزن على حساب الحمل المفيد ولذلك فإن تقليل كمية الكابلات موضوع بحث هام في تصميم الطائرات الحديثة مدنية كانت أو عسكرية.

مصطلحات نقل البيانات Bus terminology

يمكن أن تكون أنظمة نقل البيانات باتجاه واحد (unidirectional) أو باتجاهين (bidirectional) كما يبين الشكل 5–18 a. ويمكن أن تكون أيضاً متسلسلة (نقل حزمة بيانات واحدة بالمرة الواحدة) أو متوازية (مجموعة من حزم البيانات 8,16,32 تظهر كمجموعة واحدة على عدة أسطر بنفس الوقت) الشكل 5–18 b.



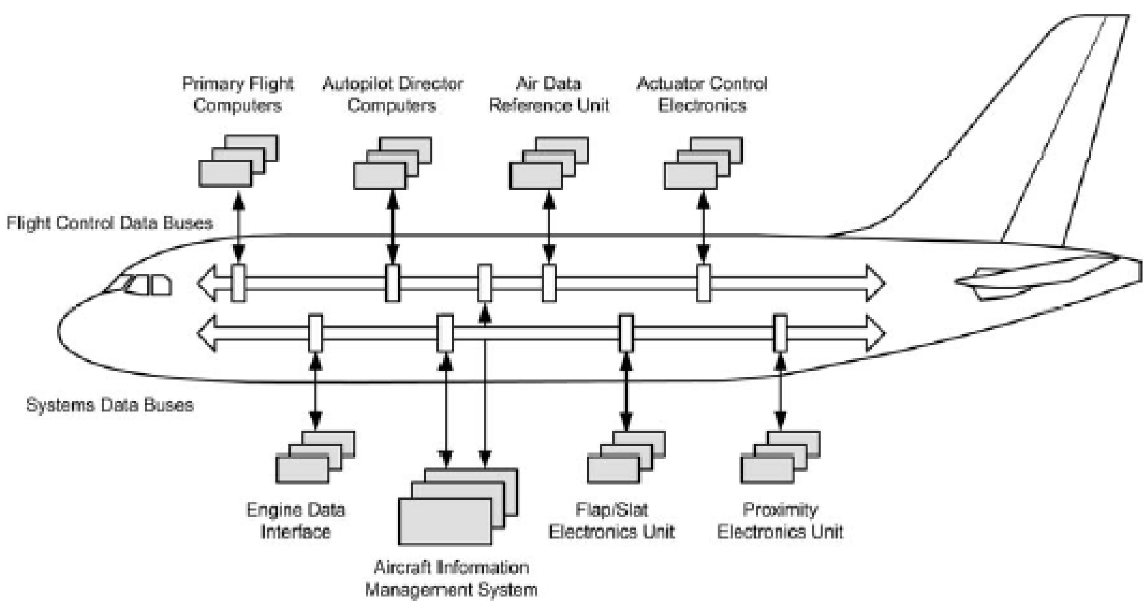
الشكل 5–18 a– نقل البيانات



(b) Unidirectional parallel data

الشكل 5–18 b– نقل البيانات

وبسبب طول الموصلات وأوزانها فإن كل أنظمة نقل البيانات في الطائرات تكون مستندة على مبدأ نقل البيانات المتسلسل. تعتبر أنظمة النقل وسيلة فعالة لتبادل البيانات ما بين الأنظمة الإلكترونية المتنوعة في الطائرات الحديثة .الشكل 5–19.

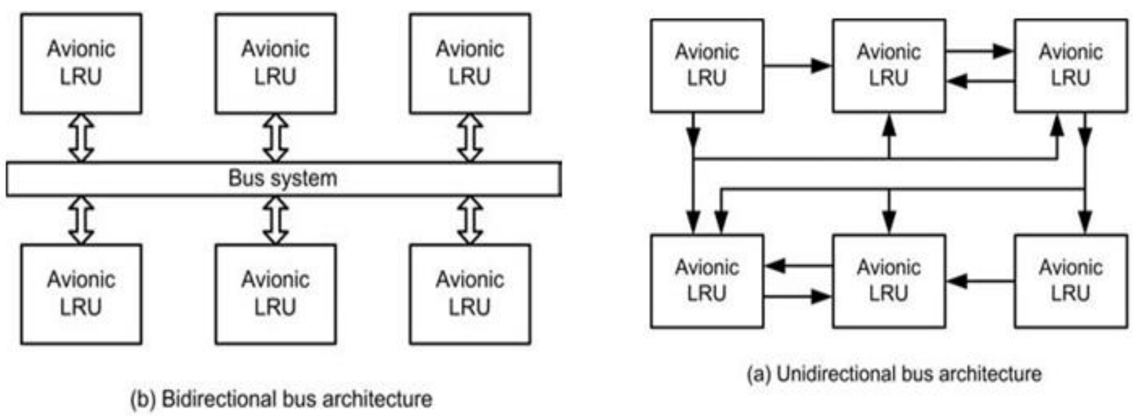


الشكل 5–19 نظام multi bus مزود للطائرات الحديثة

وتجدر الإشارة لأنه توجد بروتوكولات معينة لتمرير البيانات وتقاطعها بشكل مدروس وفعال.

معمارية ناقل البيانات Bus architecture

مصطلح يدل على البنية العامة لأنظمة الكمبيوتر أو الأنظمة الرقمية الأخرى التي تعتمد على bus في عملياتها. توضح البنية عادة بشكل مخططات قوالب تبين التداخل والترابط مابين عناصر النظام وتبين أيضاً كيفية تنظيم تدفق المعلومات بين العناصر. يبين الشكل 5–20 a بنية نظام يعتمد على نظام تسلسلي أحادي للنقل و الشكل 5–20 b يوضح نفس النظام لكن بنظام نقل ثنائي.



الشكل 5–20 مخطط لنظام نقل أحادي وثنائي

بمقارنة الشكلين نجد أن النظام الثنائي يبسط التداخل ما بين LRU ويسمح لكل الأجهزة بنقل وتلقي نفس البيانات BUS .

5.5. البرمجيات Software

من المكونات الهامة جداً والتي يجب الانتباه الدائم لها والعناية بها كأي مكون صلب آخر في الطائرة. تشتمل البرمجيات على كل من البرامج العاملة في كمبيوترات الطائرة وعلى البيانات التي تستخدمها هذه البرامج. وتشتمل أيضاً على برامج التشغيل ضمن البرامج. كل هذه الأقسام يجب أن تخضع لتحسينات دورية و فحص دوري لتحديد الأعطال والأخطاء الناجمة عن ظروف الاستخدام.

نتائج الفشل البرمجي يتدرج من الفشل الثانوي (الغير مؤثر على أداء الطائرة) حتى الفشل الكارثي (فشل في المحرك أو أحد البرامج الإلكترونية الرئيسية).

يمكن تصنيف البرمجيات وفقاً لنتائج الأعطال لخمس مستويات وفق المخطط التالي:

المستوى	نمط العطل	تفاصيل العطل	الاحتمالية	احتمال العطل لكل ساعة طيران
A	كارثي	خسارة الطائرة و/أو كارثة	بعيد الاحتمال	أقل من 10^{-9}
B	عطل رئيسي خطير	عجز الطاقم عن ممارسة مهامهم ,إصابات خطيرة أو مميتة لبعض الركاب	صغير جداً	بين $10^{-9}-10^{-7}$
C	عطل رئيسي	ضغط عمل يضعف فعالية الطاقم/ إزعاج للركاب وممكن إصابات	صغير	بين $10^{-7}-10^{-5}$
D	عطل ثانوي	ضغط عمل لمقدرة الطاقم بعض الإزعاج للركاب	ممكن	أكبر من 10^{-5}
E	عديم التأثير	عديم التأثير	غير مستخدم	

6.5. التوصيلات والكابلات Aircraft wiring and cabling

بسبب التداخل والتأثير الإلكترومغناطيسي **EMI (electromagnetic interference)** ضمن مكان ضيق فإن لنظام التوصيلات والكابلات دور محوري في إحتواء التأثيرات الإلكترومغناطيسية ويجب الانتباه للنقاط التالية:

1- وجود فصل ملائم بين توصيلات مناطق الضجيج والتوصيلات الحساسة.

2- أي تغيير في مسار التوصيلات يمكن أن يكون ذو تأثير عكسي على النظام.

3- يجب أن تكون الوصلات قصيرة قدر الإمكان لإبقاء التوصيل أقل ما يمكن.عند استعمال درع أسلاك للحماية من البرق من المهم أن تبقى ضفائر الدرع بطولها التصميمي. زيادة إنش أو اثنين للطول ممكن أن يضعف من الحماية من البرق.

4- يجب ألا تكون أسلاك تأريض الجهاز أطول من المعايير التصميمية.

5- يجب إجراء التأريض والتجميع أو الربط بشكل مستقيم بالعودة للدليل التقني MANUALS وذلك بالتحضير الجيد للسطوح التي سيتم عليها التجميع الكهربائي (شكل 5-20).



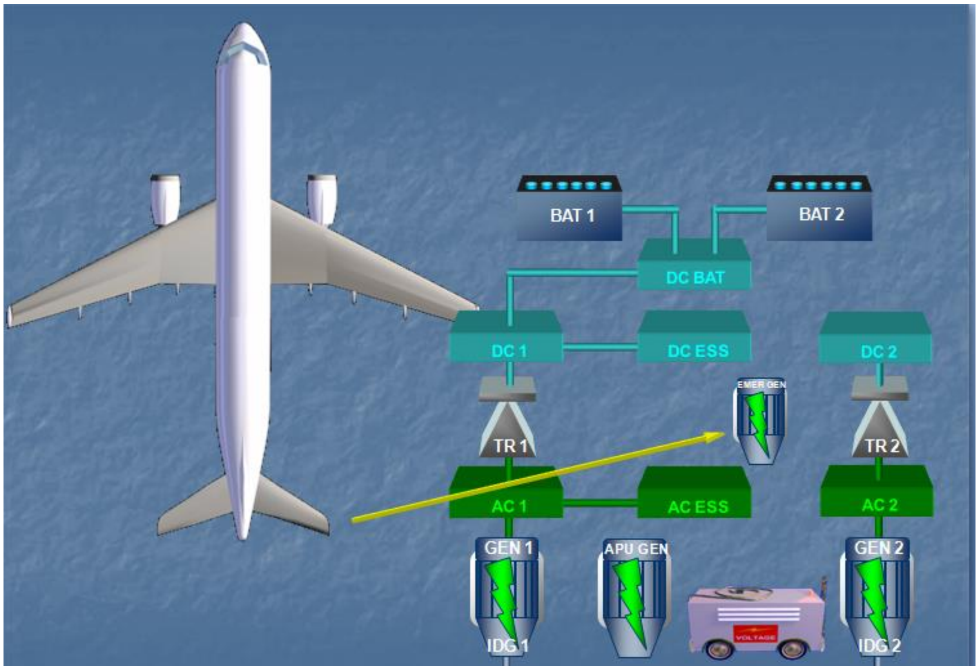
الشكل 5-20 الربط والتوصيل النموذجي

7.5. مزودات الطاقة الكهربائية Electrical supplies

- مولدين مقادين من المحركين مباشرة. للمولدين سرعة ثابتة بفضل آلية Integrated Drive Generator (IDG)

كل مولد ينتج تيار AC . كل خط AC يعطي لـ Transformer Rectifier (TR) الذي يحول التيار ل DC الذي يشحن أو يستقبل من البطارية حسب الحاجة.الشكل 5-21. يوجد ممرين آخرين هما: AC ESS bus fed by AC bus 1 و DC ESS bus fed by DC bus 1.

- APU generator كمولد ثالث مساعد .المولدات الثلاثة متطابقة وأي واحد يمكن أن يؤمن حاجة الطائرة بالكامل لوحده.كما يوجد على الأرض مزود خارجي للكهرباء.
- للطوارئ Ram Air Turbine (RAT) متوضعة في أسفل بطن الطائرة الشكل 5−22.



الشكل 5−21 النظام الكهربائي في الطائرة



الشكل 5−22 Ram Air Turbine

8.5. أنظمة الطيران الإلكترونية Avionic systems

أهم أنظمة avionic التي تزود بها الطائرات الحديثة:

1.8.5. نظام عنونة الاتصالات والتقارير Aircraft Communication Addressing and Reporting System (ACARS)

عبارة عن نظام رقمي لربط البيانات يبث ضمن مجال VHF (129 MHz to 137MHz) .

يؤمن ACARS وسائل تمكن مستثمر أو مشغل الطائرة من تبادل البيانات مع الطائرة دون تدخل بشري. وهذا ما يجعل الخطوط الجوية تتواصل مع أي طائرة ضمن أسطولها لتتبادل البيانات معها باستخدام شبكات رقمية أرضية. يستخدم ACARS معرِّف الطائرة الخاص ويمتلك النظام بعض الميزات مثل تلك المستخدمة في البريد الإلكتروني. أهم ميزة لهذا النظام هي قدرته على تزويد معلومات آنية فورية على الأرض متعلقة بأداء الطائرة وهذا يسمح بتحديد وتخطيط عمليات الصيانة للطائرة (شكل 5-23).

```
ACARS mode: E Aircraft reg: N27015
Message label: H1 Block id: 3
Msg no: C36C
Flight id: CO0004
Message content:-
#CFBBY ATTITUDE INDICATOR
MSG 2820121 A 0051 06SEP06 CL H PL
DB FUEL QUANTITY PROCESSOR UNIT
MSG 3180141 A 0024 06SEP06 TA I 23
PL
DB DISPLAYS-2 IN LEFT AIMS
MSG 2394201 A 0005 06SEP06 ES H PL
MSG 2717018
```

الشكل 5-23 رسالة ACARS مرسلة من طائرة Boeing 777

اتصالات ACARS توجه مباشرة عبر سلسلة من كمبيوترات القواعد الأرضية لاتصالات الطيران(ARINC (Aeronautical Radio Inc توجَّه لمستثمر أو مشغِّل الطائرة. يساعد هذا النظام على الحد من الرسائل الصوتية المملّة ويؤمن نظام تعقب دائم للطائرة.

رسائل ACARS النموذجية تؤمن تحويل المعلومات الروتينية مثل: وزن الركاب و تقارير المغادرة و تقارير الوصول و بيانات الوقود و بيانات أداء المحرك.

هذه المعلومات يمكن أن تطلبها الشركة أو تستعاد من الطائرة وفق فترات دورية محددة أو عند الطلب. قبل عصر ACARS هذا النوع من المعلومات كان يتم نقله عبر الاتصالات الصوتية. يستخدم ACARS مجموعة من التجهيزات الصلبة والبرمجية منها ما هو موجود على الأرض ومنها المحمول على الطائرة.

2.8.5. أنظمة معدات الطيران الإلكترونية Electronic Flight Instrument System (EFIS)

EFIS عبارة عن شاشات عرض/ بيانية /صورية/مخططات/ تحوي حساسات و مجموعة دارات إلكترونية وطبعاً برامج, وتتميز بالقدرة على استبدال كافة معدات الطيران الميكانيكية والمقاييس بوحدة عمل واحدة. معظم طائرات الركاب الحديثة تستخدم هذا النظام فيما بات يعرف بالقمرة الزجاجية Glass Cockpit. تزود الطائرات الكبيرة ب EFIS المؤلفة من شاشة عرض أساسية Primary Flight Display (Pfd) أو مؤشر الموضع و الاتجاه EADI . إضافة لشاشة الملاحة Navigation Display (Nd) أو مؤشر الحالة الأفقية الإلكتروني EHSI هذه المعدات تكون مجهزة للطيار وللمساعد (الشكل 5–24).



الشكل 5–24 شاشات العرض الرئيسية والملاحية

PFD تمثل مؤشر الموضع الرئيسي و اتصالاته مع بيانات أخرى مثل سرعة الهواء و الارتفاع والسرعة الشاقولية والتوجيه وأنظمة الهبوط (شكل 5–25). ND تظهر معلومات المسار والبوصلة أو صورة رادارية للطقس (شكل 5–26).

يوجد أيضاً إضافة لهاتين الشاشتين :

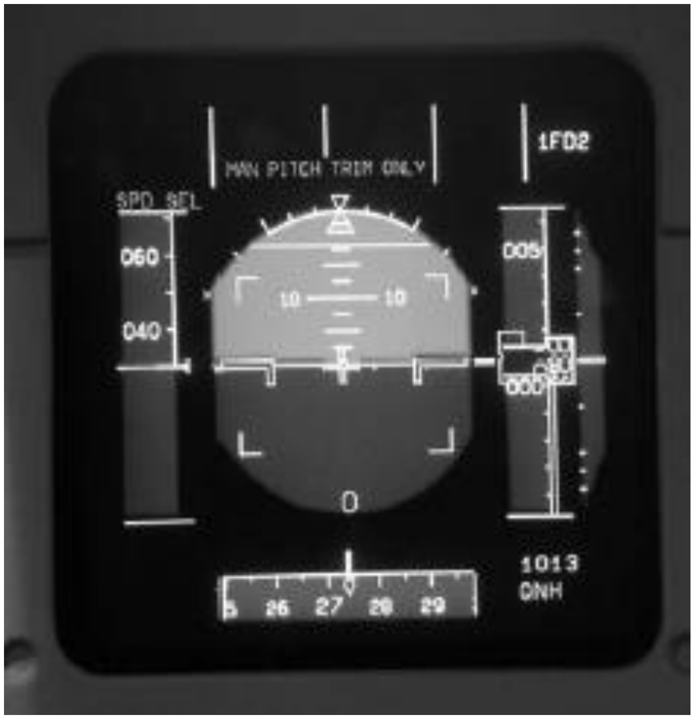
Display select panel (DSP)

Display processor unit (DPU)

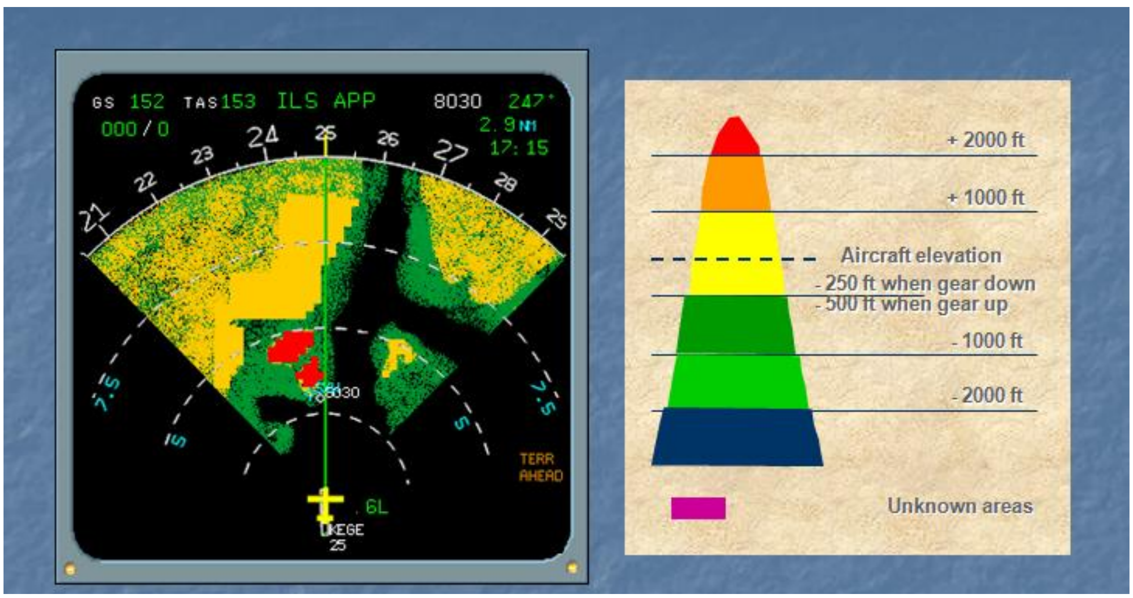
Weather radar panel (WXP)

Multifunction Display (MFD)

Multifunction processor unit (MPU)



الشكل 5-25 شاشة العرض الأساسية PFD



الشكل 5-26 صورة رادارية باستخدام شاشة الملاحةND

3.8.5. نظام مؤشر المحرك وتنبيه الطاقم Engine indicating and crew alerting system (EICAS)

يؤمن هذا النظام الموجود في طائرات Boeing الحديثة رؤية مخططات المحركات بيانياً وقد حل محل أو بالأحرى اختصر عدد كبير من معدات الإظهار واللوحات. و مثل نظام ECAM AIRBUS، فإن EICAS يستخدم شاشتي عرض متوضعتين بشكل شاقولي في مركز اللوحة الشكل (5–27).

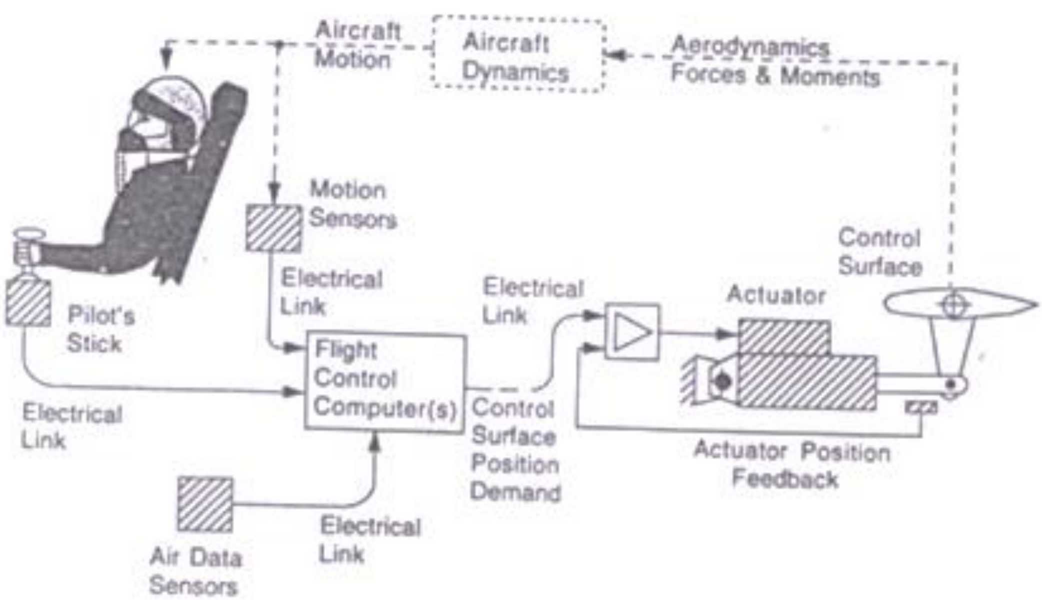


الشكل 5–27 شاشتي EICAS

الشاشة العلوية الرئيسية تبين بارامترات المحرك ورسائل التنبيه أو التحذير بينما الشاشة السفلية الثانوية تبين البيانات الإضافية المساعدة مثل معلومات نصائح وتنبيه.

4.8.5. نظام التحكم بواسطة الأسلاك Fly-by-wire (FBW)

هو الاسم الذي يطلق على النظام الإلكتروني الكهربائي للتحكم بالطيران ويستخدم حالياً في كل الطائرات الحديثة. أول ظهور لهذا النظام كان في طائرة (A320) عام 1988. عوضاً عن استخدام مشغلات هيدروليكية بوصلات ميكانيكية فإن نظام FBW يحرك أسطح التحكم (قلابات , دفة توجيه...إلخ)عبر استخدام محركات تُقاد بوصلات كهربائية سلكية. قلب هذا النظام هو كمبيوترات تحول أوامر الطيار لإشارات كهربائية تنتقل للمحركات و السيرفو والمشغلات التي تقود أسطح التحكم. إحدى مشاكل هذا النظام هي نقص الإحساس أو الشعور لدى الطيار. ومن المشاكل أيضاً تلك المتعلقة بوثوقية أنظمة FBW ونتائج الأعطال الكهربائية أو أعطال الكمبيوتر. وبسبب هذا معظم أنظمة FBW تستخدم كمبيوترات دعم إضافية بالإضافة لبعض أجزاء الدعم الميكانيكية أو الهدروليكية (الشكل 5−28).



الشكل 5−28 FBW system

نظام التحكم بالطيران FBW له مميزات عديدة منها أن التحكم الآلي يقلل من العبء على الطيار و التخفيض الكبير في وزن الطائرة وبالتالي تخفيض استهلاك الوقود ويساعد في تخفيض

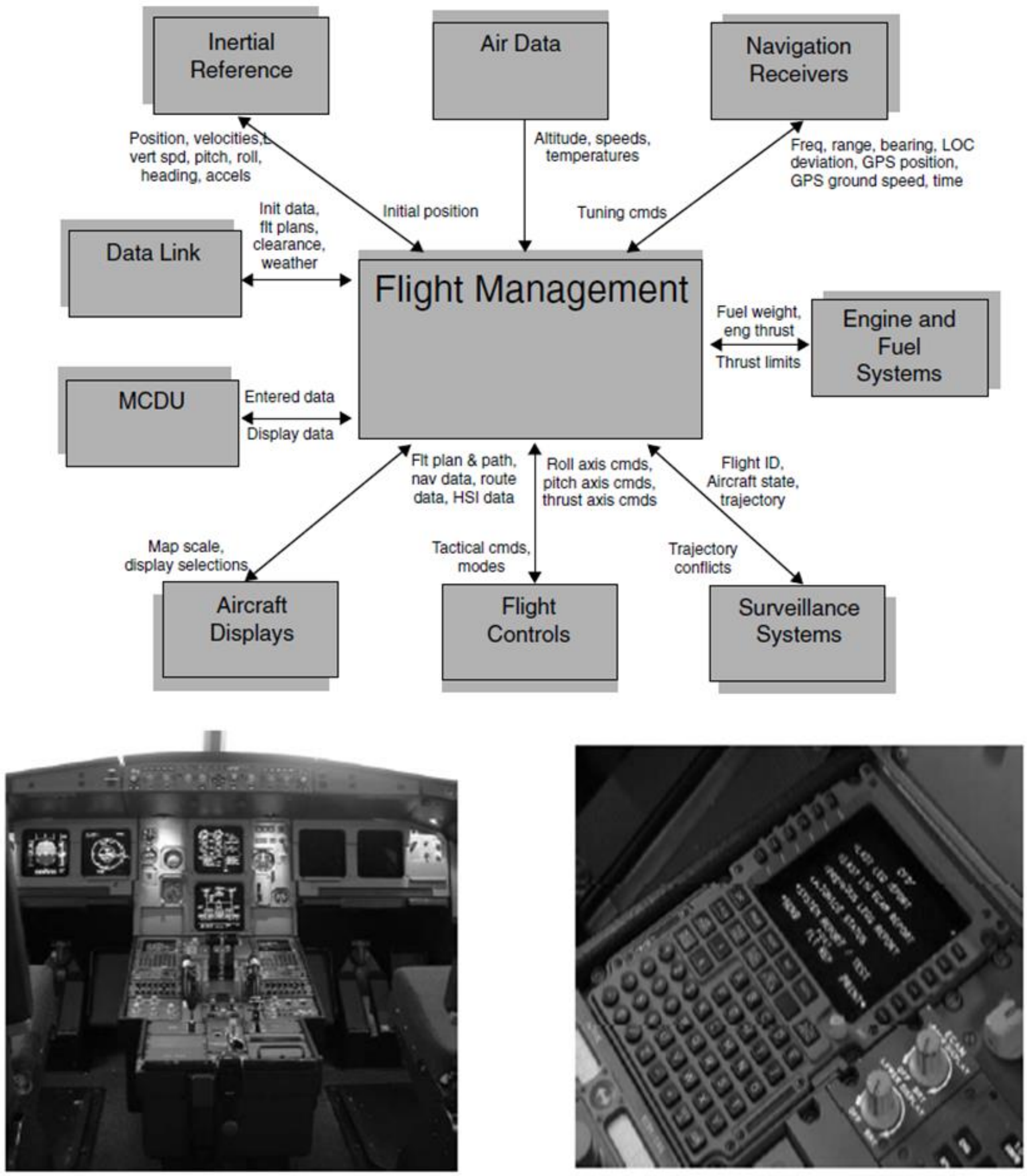
انبعاثات CO_2.يساعد التحكم الآلي أيضاً على الدقة في الطيران وضمن الحدود الآمنة (ضمن مغلف الطيران). وبالتالي يصبح الطاقم أقدر على التعامل مع حالات الطوارئ دون المخاطرة بتجاوز الطائرة لمغلف الطيران أو تعرضها لإجهاد كبير.

ساعدت تقنية FBW المصنعين على تطوير عائلات من الطائرات المتشابهة. فعلى سبيل المثال Airbus : إذا قارنا من ناحية تصميم الطابق وخصائص أخرى نلاحظ التشابه الكبير بين طراز A318 بـ 107 مقاعد وبين A380 بـ 555 مقعد ,تدريب الطيارين على هذه الطائرات يكون أقل زمناً وأبسط وذو فعالية اقتصادية أعلى, بالإضافة لذلك يمكن للطيار أن يمارس عمله على أي طراز بنفس الوقت.

5.8.5. نظام إدارة الطيران Flight management system (FMS)

هذا النظام المزود للطائرات الحديثة يقوم بجمع البيانات والمعلومات من أنظمة معدات الطيران الإلكترونية و الشاشات وأنظمة الملاحة ويؤمن بيانات خرج تستخدم للتحكم الآلي بالطائرة من لحظة ما بعد الإقلاع (حالما تصبح الطائرة بالجو) حتى الاقتراب الأخير والهبوط. العناصر الأساسية في نظام FMS هي حاسوب إدارة الرحلة flight management computer (FMC) و وحدة التحكم والعرض display unit (CDU), IRS, AFCS ومن نظام لنقل البيانات لتسهيل تقاطع البيانات مع الأنظمة الرقمية والحاسوبية الأخرى والمعدات الموجودة في الطائرة (يبين الشكل 5–29 في الأعلى).

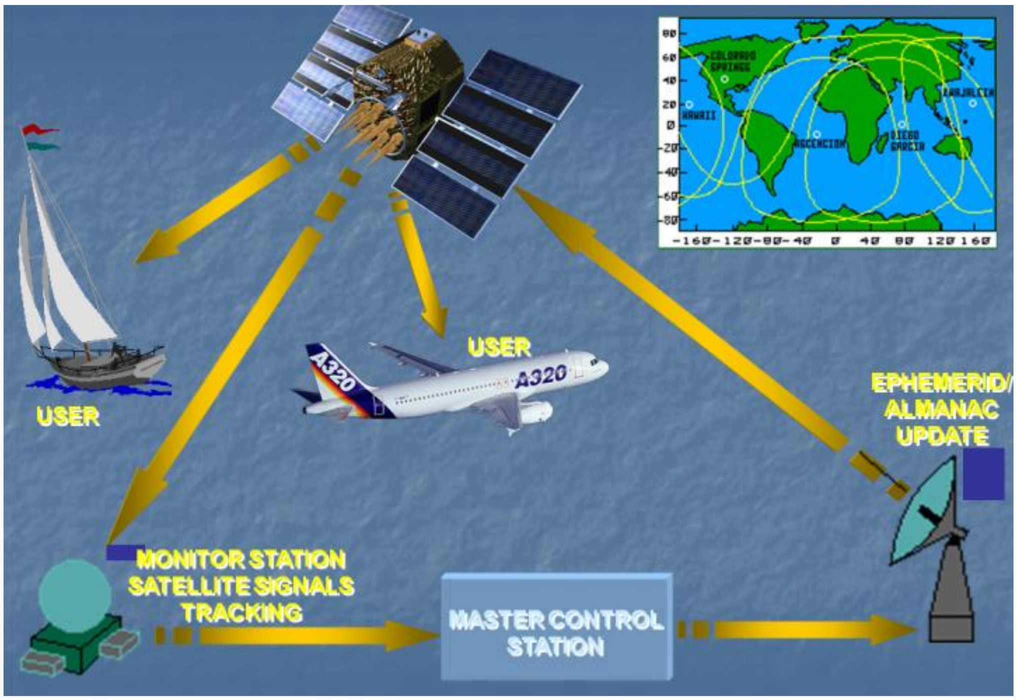
تزود الطائرة بنظامين من هذا النوع واحد للطيار وآخر للمساعد. وفي التشغيل العادي يتقاسم النظامان بيانات الدخل. ويمكن أن يعملا بشكل مستقل في حال التعطل لأحدهما .عبر المقارنة الآلية الدائمة لبيانات خرج النظامين يمكن اكتشاف الأعطال في النظام وتفادي الأخطاء. مصدر الدخل لهذا النظام يأتي من عدة أنظمة عاملة تتضمن IRS و EICAS و حاسوب التحكم بدفع المحرك وحاسوب بيانات الهواء. يبين الشكل 5–29 في الأسفل FMC في طائرة A320.



الشكل 5-29 نظامFMC مزود لطائرة A320

.6.8.5 نظام تحديد المواقع Global Positioning System (GPS)

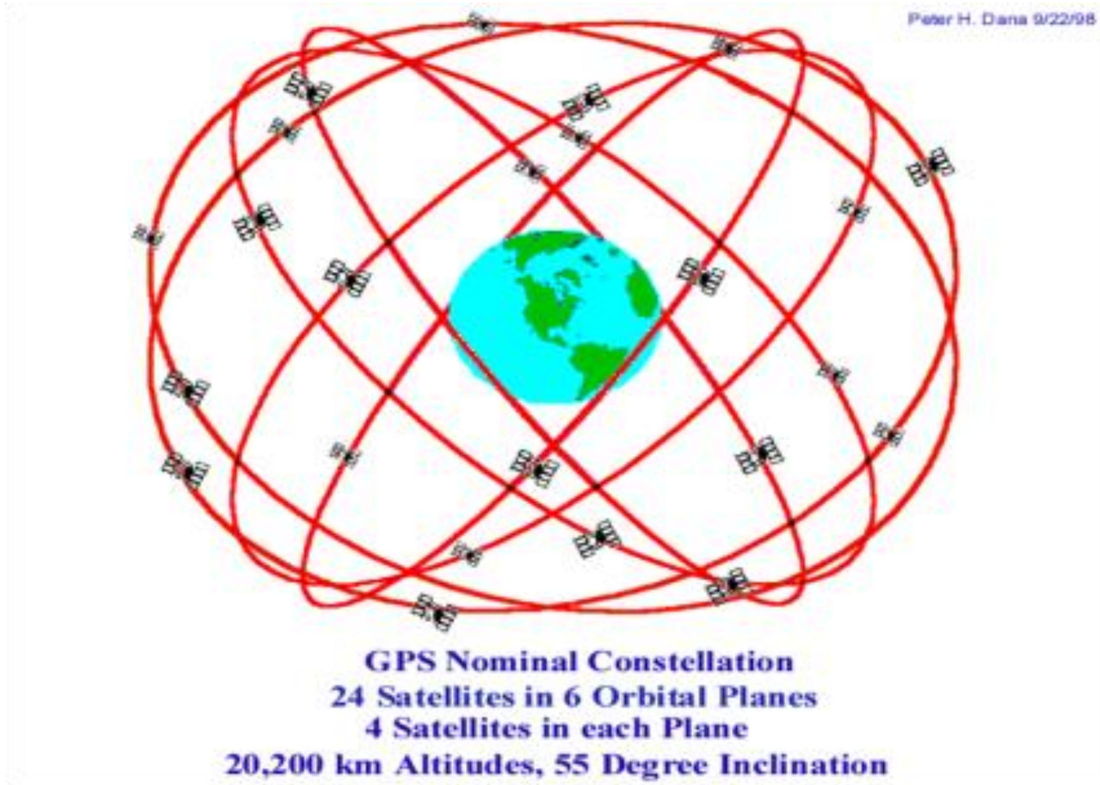
يؤمن هذا النظام المعلومات التالية :خط الطول وخط العرض و الارتفاع والزمن و السرعة. نظام GPS كان بالأصل نتيجة لبرنامجي اختبار للملاحة المدارية أشرفت عليهما Us Navy & Air Force بهدف تحقيق دقة للأسلحة الموجهة و تحقيق التقدم العسكري (الشكل 5–30). على الرغم من استخدام هذا البرنامج لأغراض مدنية إلا أن إدارته والتحكم به لا يزال بيد إدارة الدفاع الأمريكية. النظام عالي الدقة حسب الحاجة وتستطيع القوات العسكرية الأمريكية إنقاص الدقة حتى (1000m).



الشكل 5–30 دور نظام GPS في الملاحة الجوية و البحرية

المميزات الرئيسية لنظام GPS هي: الدقة، تطبيقات على مستوى العالم، صحة الإشارة ودقتها.

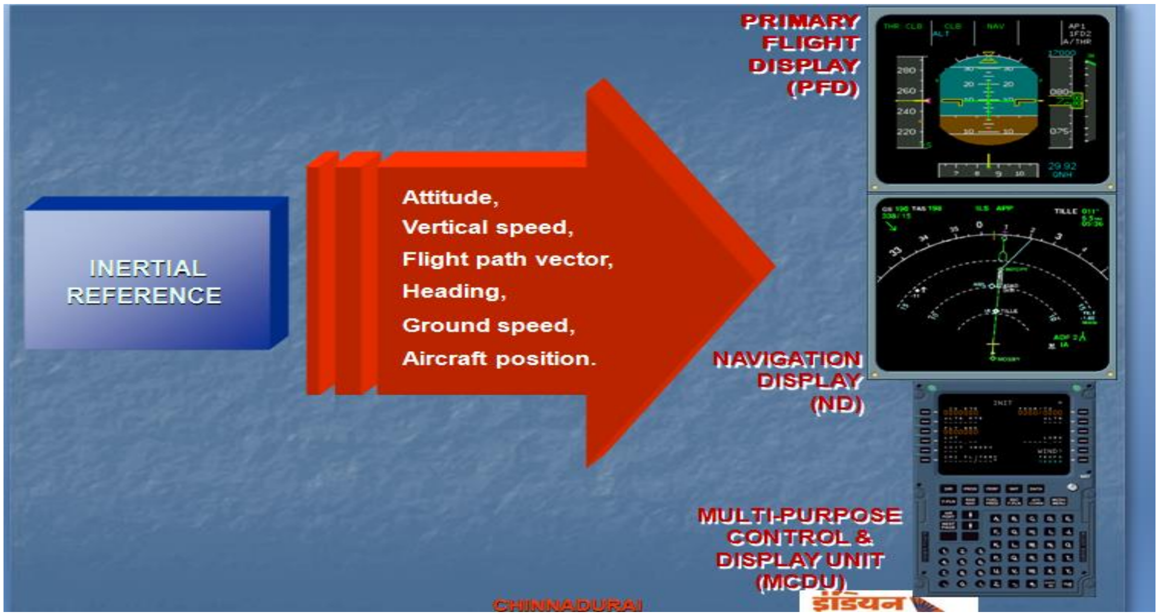
يوضح الشكل 5–31 المعلومات الرئيسية المتعلقة بنظام GPS.



الشكل 5–31 بنية نظام GPS

7.8.5 نظام العطالة المرجعي (IRS) Inertial Reference System

IRS بالإضافة إلى INS من أدق الوسائل للملاحة التي لا تتطلب أي دخل خارجي كمعلومات أرضية راديوية. وتعتبر من الأنظمة الطيعة التي تعمل بشكل مستقل تماماً عن أي مصدر دخل خارجي وأيضاً تعتبر ذات خواص ممتازة حيث أن النظام لا يتأثر بالتشويش الخارجي. الشكل 5–32 يوضح البيانات المقدمة من قبل هذا النظام وطرق عرضها على شاشات العرض.



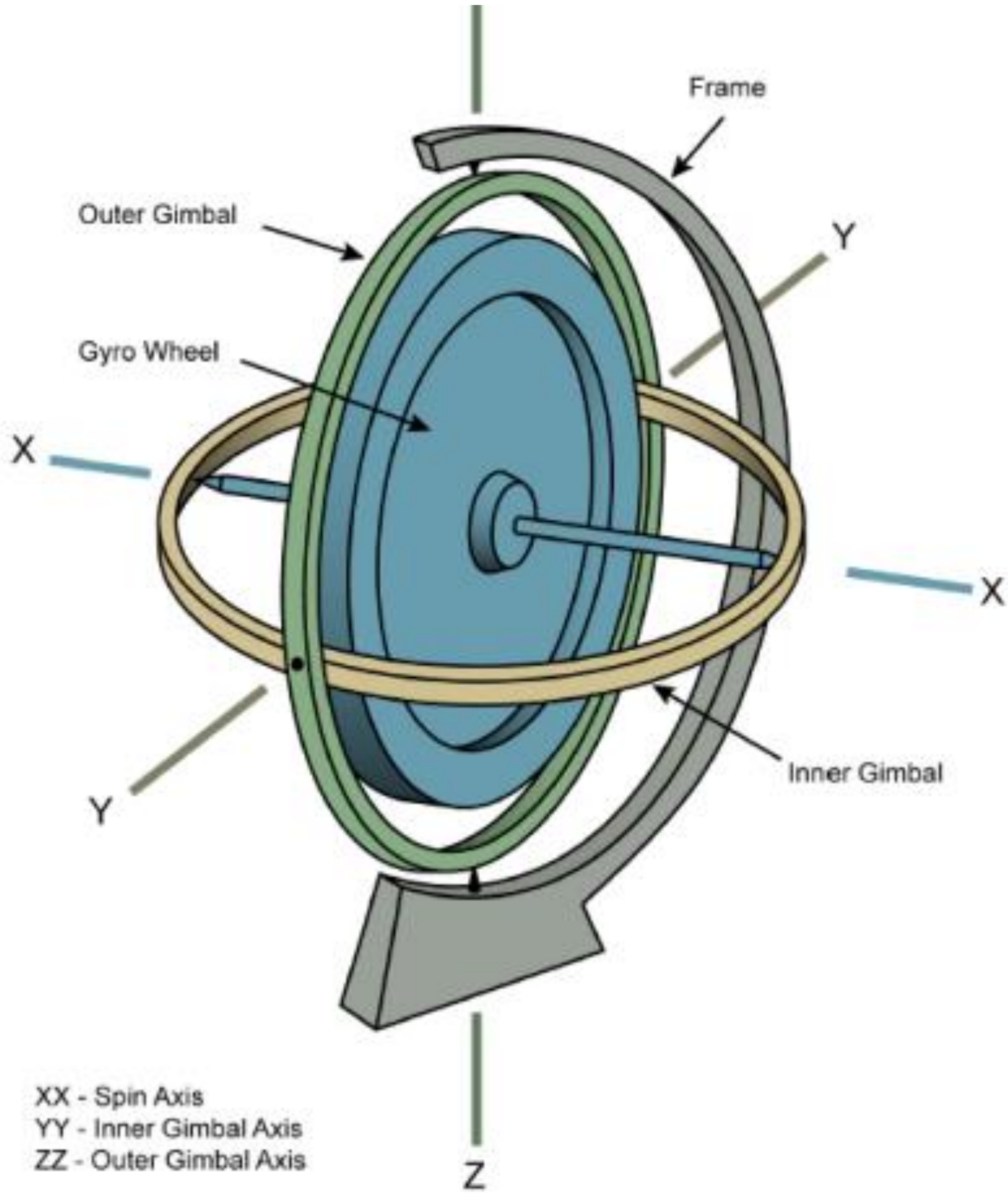
الشكل 5-32 بيانات نظام العطالة المرجعي وعرضها

في الطائرات الحديثة يكون IRS منفصل ويقدم البيانات ل FMS الذي يقوم بمهمة الملاحة.

يتألف IRS من:

- Gyroscopes
- linear accelerometers
- navigation computer
- clock

Gyroscopes: عبارة عن أدوات تتحسس الانحرافات الاتجاهية باستخدام خاصية كتلة دوارة سريعة لمقاومة الدوران. ثلاث كتل دوارة متعامدة متوضعة ضمن إنشاء يعرف بالحلقات Gimbals (الشكل 5-33).



الشكل 5–33– الجيروسكوب Gyroscope

8.8.5. نظام التنبيه عن الحركة الجوية وتجنب التصادم

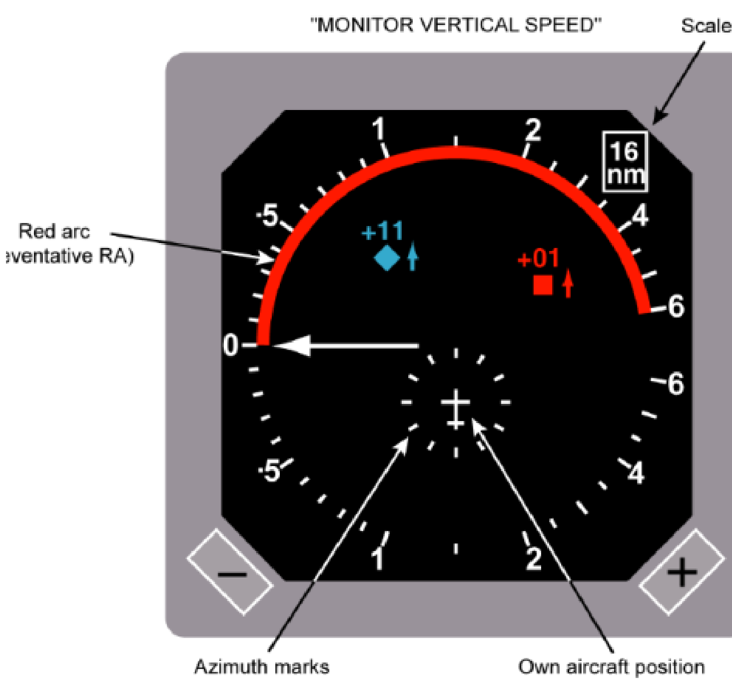
The Traffic Alert Collision Avoidance System (TCAS)

نظام مراقبة وتجنب يحذر الطاقم بوجود أي طائرة أخرى تدخل ضمن المجال الافتراضي حول الطائرة. يُعتبر جهاز رادار ثانوي يرسل ويستقبل البيانات من جهاز TCAS الموجود في الطائرة

الأخرى حيث تعرض معلومات حركة المرور كرموز على شاشة الملاحة (الشكل 5–35، الشكل 5–35).



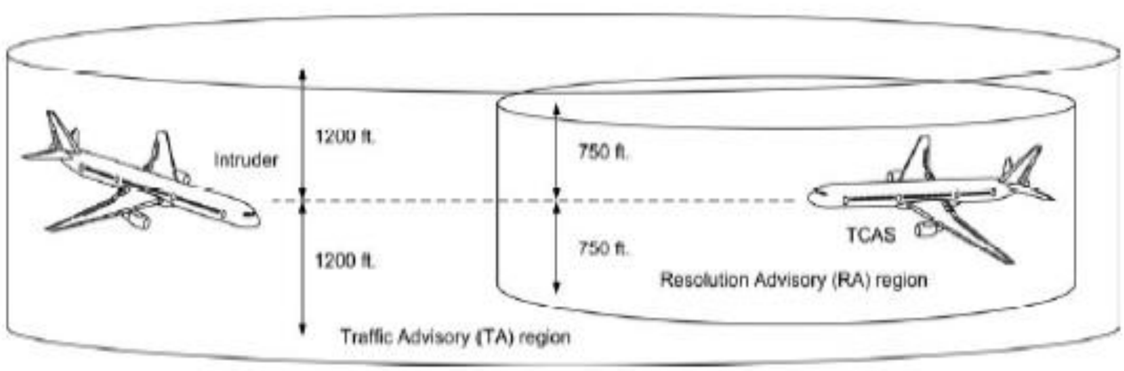
الشكل 5–34 TCAS



الشكل 5–35 معلومات حركة المرور

يقوم TCAS بتفحص البعد عن الطائرة الأخرى بشكل دائم وخلال فواصل زمنية قصيرة ولذلك يستطيع أن يحسب معدل اقتراب الطائرة الأخرى. عندما يكتشف TCAS أن البعد ومعدل الإقتراب بين الطائرتين أصبح خطراً يقوم بإصدار تنبيهات صوتية ومرئية للطيارين. وعند الضرورة يقوم بإصدار تعليمات صوتية ومرئية من أجل التسلق أو الإنحدار وإن كانت الطائرة الأخرى تستخدم جهاز TCAS فإنه يتم التنسيق بين الجهازين لإصدار أوامر متباينة بالتسلق أو الإنحدار لمنع توجيه الطائرتين لنفس الإتجاه. حتى لو كان لدينا ثلاث طائرات فإنه من الممكن التنسيق فيما بين الأجهزة الثلاثة .

يقدم نظام TCAS فقط أوامر للتوجيه الشاقولي. كما أنه يتجاهل حدود أو مجالات الأداء يعني حتى عند الطيران على أقصى إرتفاع ممكن سوف يظل يعطي أوامر بالتسلق. عندما تدخل طائرة أخرى ضمن المجال المحمي حول الطائرة يطلق TCAS الإنذار (الشكل 5–36).



الشكل 5–36 مجال عمل TCAS

منطقة الأمان تقسم لمجالين واحد تظهر فيه رسالة عن حركة المرور Traffic Advisory (TA) والآخر رسالة عن الوضع الدقيق للمحيط Resolution Advisory (RA) عند ظهور الطائرة الدخيلة.

Traffic Advisory (TA) messages تعطى للطيار على شكل كلمة Traffic باللون الأصفر على شاشة الملاحة مع رسالة صوتية (الشكل 5–37). وهذا ليس بالإنذار العالي المستوى

هو فقط ليثير انتباه الطيار لخطر محتمل. يطلق TCAS رسالة TA حالما تدخل الطائرة الدخيلة منطقة TA وفي حال عدم توفر أي معلومات عن ارتفاع الطائرة الدخيلة تعتبر بحدود 1200قدم .

Resolution Advisory (RA) messages تظهر عند أعلى مستوى إنذار للنظام TCAS وتعطي للطيار أوامر صوتية ومرئية للتسلق أو الهبوط. وعندها يقوم الطيار بفصل الطيار الآلي والقيام بمناورة الهروب يدوياً.



الشكل 5–37 شاشة الملاحة وإنذارات TCAS

9.8.5. تجهيزات الاختبار الآلي (ATE) Automatic test equipment

عبارة عن جهاز أرضي يقوم بمجموعة متنوعة من الاختبارات والفحوص الوظيفية على LRU أو بطاقة مطبوعة. عبر القيام بمجموعة كبيرة من التوصيلات المتزامنة مع الجهاز قيد الاختبار يمكن لـ ATE أن يجمع كميات كبيرة من البيانات بسرعة فائقة وبالتالي تجنب الحاجة للقيام بعدد كبير من القياسات اليدوية من أجل تقييم الحالة الوظيفية لأي عنصر أو تجهيز.

أنظمة ATE تخصص لأجل نظام avionic معين وهي عالية الكلفة من ناحية التطوير والتصنيع ولهذا السبب تستخدم فقط من قبل الجهات المصنعة للجهاز OEM و فنيين مرخصين.

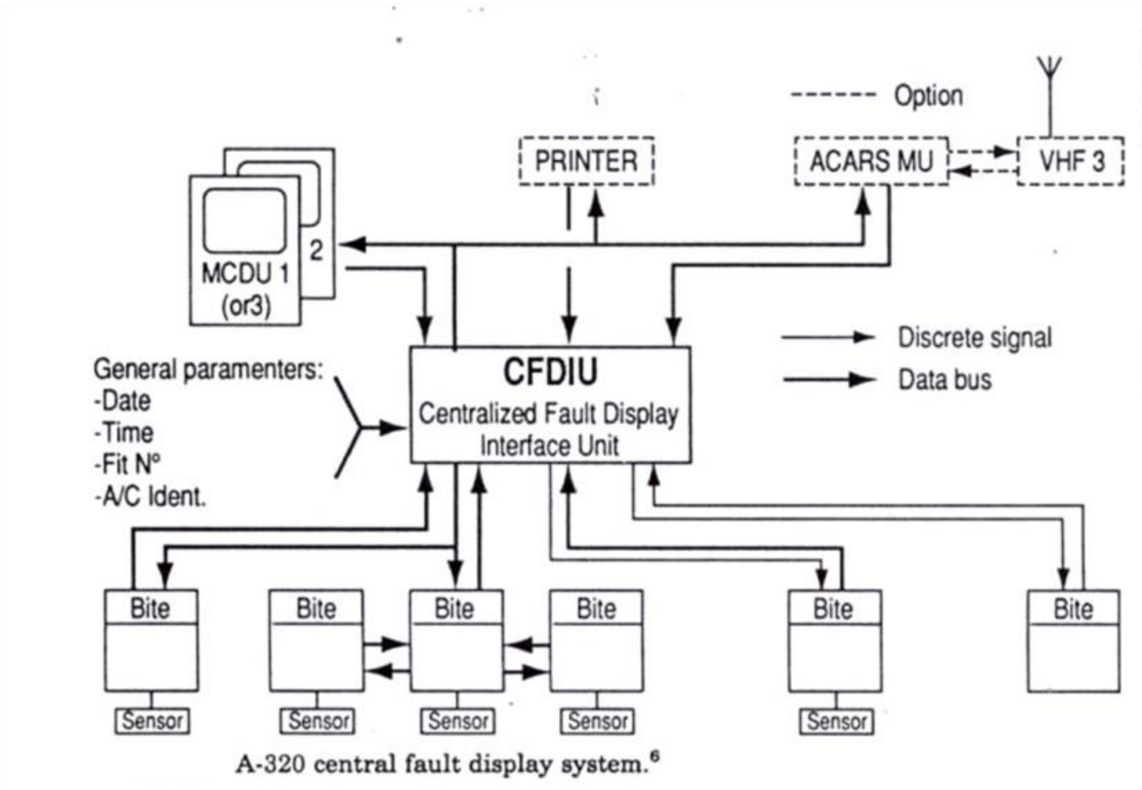
أنظمة ATE عادة ما تستخدم كمبيوترات تحكم بشاشات عرض لتوضح الإجراء الأنسب (إصلاح أو تعديل) للتجهيز. أخيراً تجدر الإشارة إلى أن بعض أجزاء جهاز معين قد تحتاج أحياناً فحوصات تفصيلية أكثر وقياسات تشخيصية باستخدام ATE .

10.8. تجهيزات الفحص الذاتي (BITE) Built-in test equipment

عبارة عن خاصية الفحص الذاتي موجودة ضمن الجهاز المحمول على الطائرة كمؤشر ذاتي داخلي للعطل. يصمم عادة كاختبار لنوع تدفق الإشارة Signal Flow Type test . إن تم مقاطعة تدفق الإشارة أو انحرافها عن المستويات المقبولة هذا يؤدي لظهور إنذار بوجود عطل. تتلخص مهام BITE في النقاط الآتية:

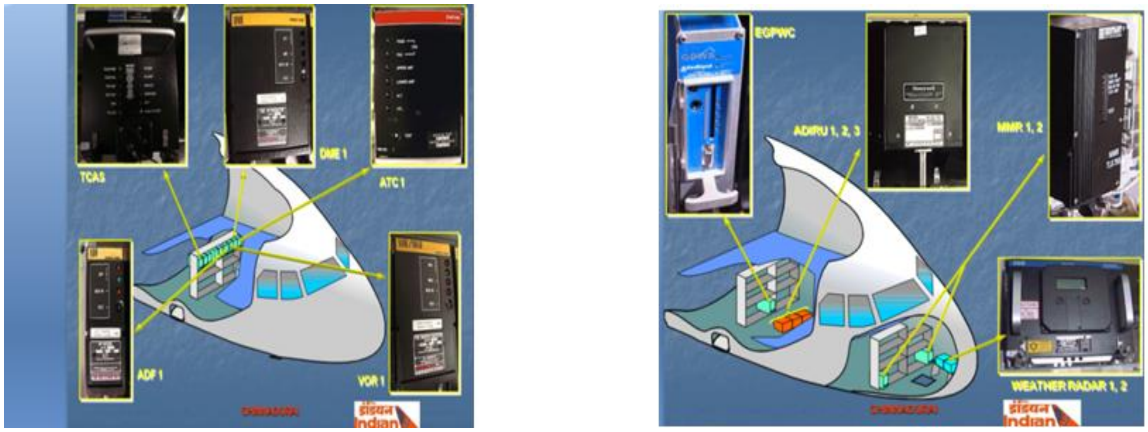
- مراقبة الحالات الحدية بشكل آني.
- تأمين عرض البيانات بدون انقطاع.
- معاينة البيانات المسجلة.
- قياس و /أو عزل الجزء المتعطل.
- تقييم حالة الأنظمة.
- إطلاق أو عدم إطلاق الإنذارات. وغيرها من المهام.

يبين الشكل 5–38 نظام عرض الأعطال المركزي في A-320.

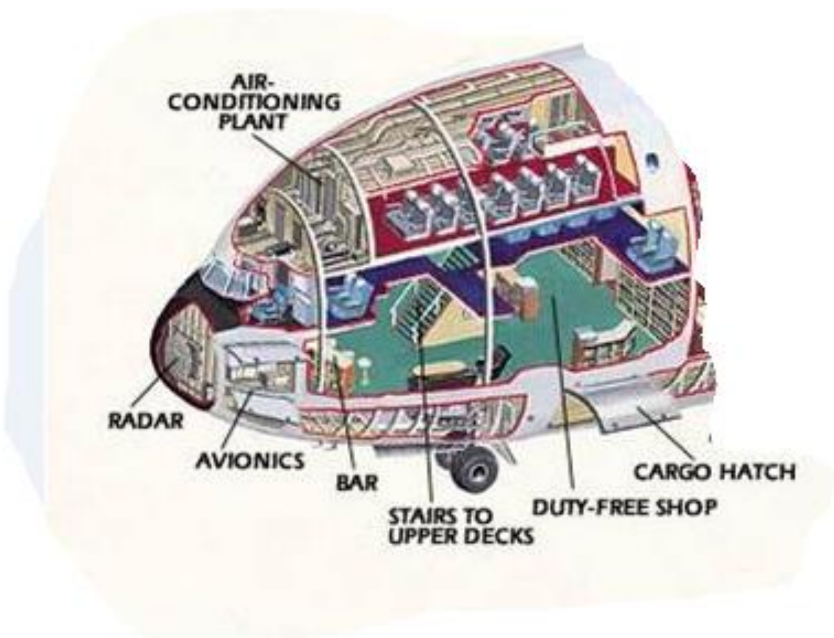


الشكل 5–38 نظام عرض الأعطال المركزي في A-320

يشرف ويراقب نظام ECAM عمل عدة أنظمة في الطائرة ويقوم أيضاً بجمع البيانات بشكل مستمر. عندما يحذر ECAM أتوماتيكياً لوجود عطل يمكن للطاقم أن يختاروا يدوياً أو يراقبوا الأنظمة بشكل فردي . رسائل الخطأ المسجلة من قبل طاقم الرحلة يمكن أن تتابع من قبل موظفي الصيانة باستخدام أجهزة تشخيص النظام على لوحة الصيانة الموجودة في القمرة وعلى جهاز BITE الموجود على كل كمبيوتر. أغلب هذه الكمبيوترات متوضعة في مكان مخصص لإلكترونيات الطائرة. يوضح الشكل 5–39 بعض مواضعها ضمن طائرة A320 و الشكل 5–40 في طائرة BOEING-747.



الشكل 5−39 أماكن توضع تجهيزات AVIONICS في طائرة A320



الشكل 5−40 أماكن توضع تجهيزات AVIONICS في طائرة BOEING 747

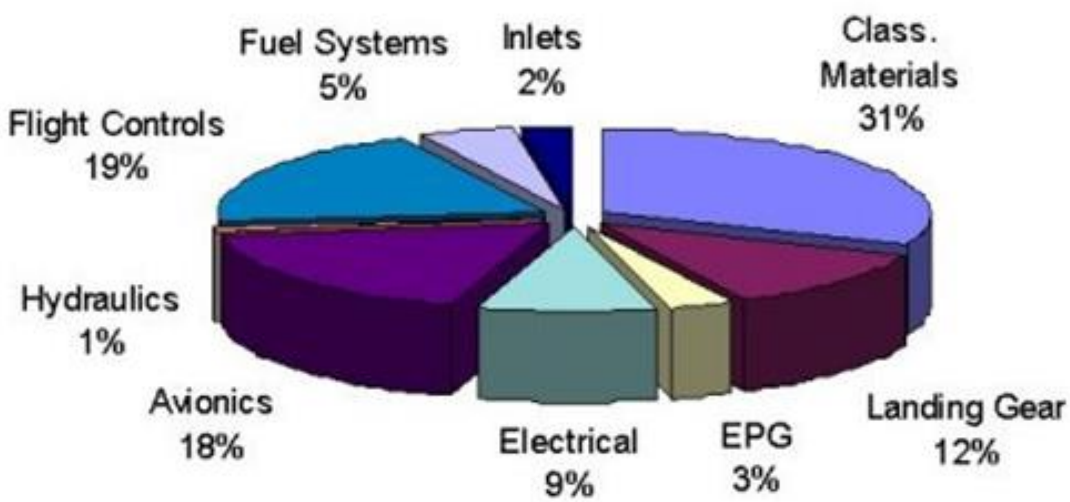
9.5. المواصفات التي يجب أن تحققها أنظمة Avionics

- كفاءة عالية لتحقيق كل متطلبات الطيران.
- وثوقية عالية لزيادة الأمان.
- المحافظة على أداء عالي وفي كافة الظروف.
- مطابقة المعايير والنشرات المعتمدة.

- الديمومة.
- الوفرة.
- حساسية عالية وخاصة من أجل حركة المرور الجوية.
- كلفة معقولة.
- أوزان معقولة.

لتقريب مفهوم الكلفة تقدر تكلفة الأجهزة الإلكترونية للطائرة كنسبة مئوية من كلفة الطائرة. فمثلاً تقدر بـ 30% من الكلفة الكلية للطائرة المدنية بينما بـ 40% من كلفة الطائرات العسكرية الخاصة بخفر السواحل والمضادة للسفن والغواصات و أكثر من 75% من كلفة طائرات المراقبة والإنذار التي تبقى في الجو مثل AWACS.

وبالنسبة للوزن يوضح الشكل 5-43 نسبة وزن Avionics كجزء من الأنظمة الداعمة.



الشكل 5-43 أوزان الأنظمة الداعمة للطائرات المدنية الحديثة

10.5. خاتمة Conclusion

تعتبر الأجهزة الإلكترونية في الطائرة من أهم النظم العاملة في الطائرات الحديثة وقد أدت لتطور هائل وسريع في علوم الطيران بشكل عام وتعتبر الآن مجال مهم للدراسة و الاختبارات. وتجب الإشارة هنا إلى أن الأنظمة التي ذكرناها قد لا تكون موجودة كلها على كل الطائرات الحديثة وقد تختلف من طراز لآخر ومن شركة مصنعة لأخرى وهذا هو السبب الرئيسي لعدم وجود مراجع شاملة ومفصلة لهذه الأنظمة وتصنيف موحد لها وإنما نجد مراجع خاصة بالشركات أو بعض الطرازات.

المراجع References

[1] Mike Tooley/Aircraft Digital Electronic and Computer Systems Copyright © 2007

[2] Instrumentation & Electronics/click2ppsc LTD/Edition 2.00.00 2001

[3] The avionics handbook / edited by Cary R. Spitzer. © 2001 by CRC Press LLC

[4] http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/f-22-avionics.htm

[5] http://www.honeywell.com/sites/aero/PrimusEpic.htm

[6] http://www.nsd.es.northropgrumman.com/Html/ITAS/index_4.htm

[7] http://www.iccd-conference.org/proceedings/1996/75540141.pdf#search=%22future%20avionics%20systems%22

[8] http://www.honeywell.com/sites/aero/Flight_Controls_Guidance.htm

[9] http://www.airliner.net

[10] http://www.iccd-conference.org/proceedings/1996/75540141.pdf#search=%22future%20avionics%20systems%22

[11] http://www.nsd.es.northropgrumman.com/Html/ITAS/index_4.htm

[12] http://www.rockwellcollins.com/ecat/br/Pro_Line_21.html

[13] http://www.honeywell.com/sites/aero/PrimusEpic.htm

[14] http://www.dsp.dla.mil/2004-DSP-conf/Condra-031604.ppt

[15] http://www.aerosonic.com/index.htm

[16] http://www.honeywell.com/sites/aero/Flight_Controls_Guidance.htm

نظام إدارة صحة العربة

Vehicle Health Management Systems

راكان سلطان

خلاصة

Abstract

إن الهدف الأساسي من نظام ال VHM هو تحديد ومعرفة حالة صحة العربة حيث إن معرفة صحة العربة يمكن أن تستعمل لضمان نجاح مهمة العربة عن طريق تخفيف نتائج الأعطال إما بإعادة ترتيب النظام أو عند الضرورة بتعديل المهمة و استغلال الأنظمة السليمة الباقية والتي ما زالت قادرة على انجاز المهمة . و يستعمل VHM لاحقا بالمساعدة في إصلاح العربة ويتحقق من أن العربة عادة الى الحالة الإسمية بعد الإصلاح. يحدد VHM حالة الصحة معتمد على التشخيص و الإنذار و حساسات ذكية والتي تعمل مجتمعة لإكتشاف العيوب و توصي بالتصرف الأمثل لتخفيف تأثير العطل على العربة. وهي تعتمد نظام الطبقات حيث يقوم SHM بتقييم الصحة في الأنظمة الفرعية ويزود VHM بذلك التقييم وبالتالي يحدد صحة العربة بالكامل .

الكلمات المفتاحية

Key words

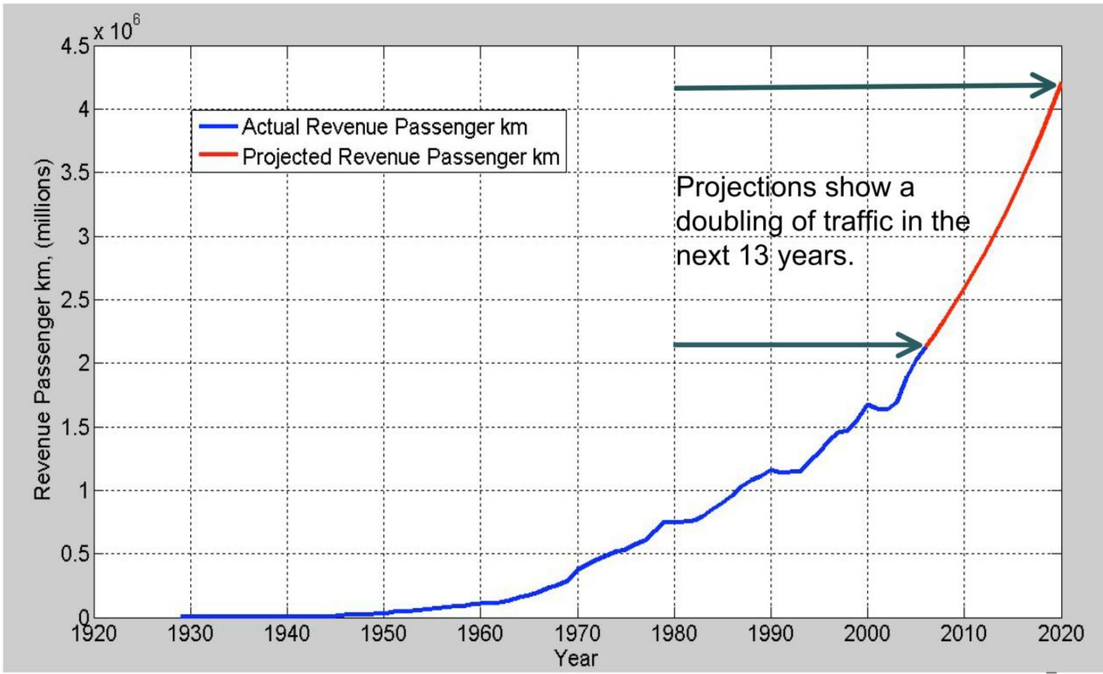
Vehicle Health Management ; VHM

1.6. مقدمة

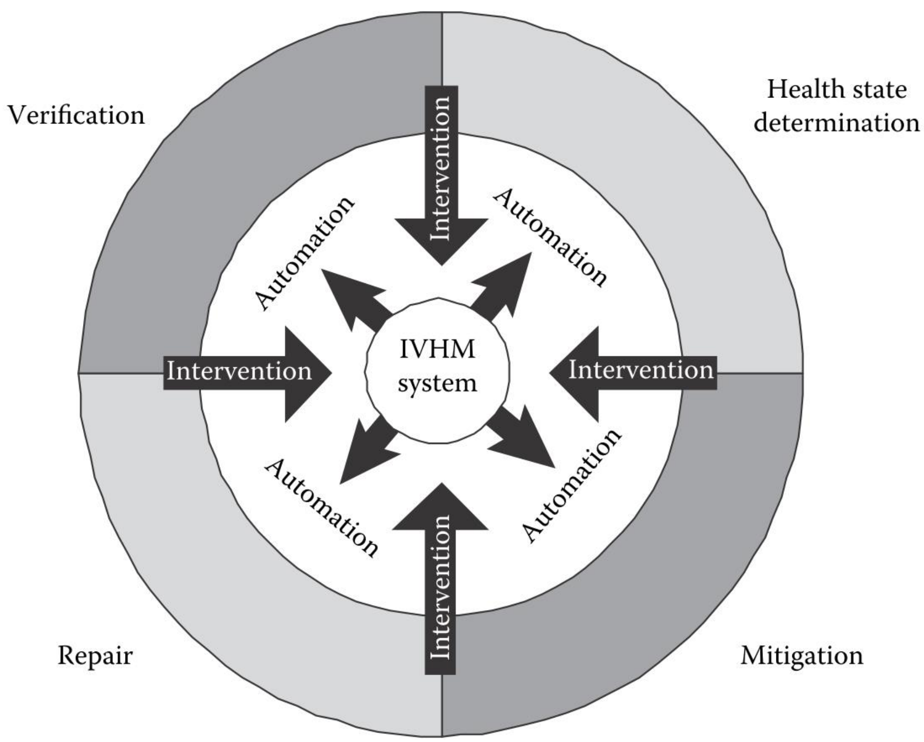
Introduction

إن السفر باستخدام الطائرات هو الوسيلة الأمن في العالم حيث تظهر الدراسات إزدياد إعتماد البشر على السفر باستخدام الطائرات وبالتالي إزدياد الرحلات الجوية وللمحافظة على مكانة الطيران في أعلى هرم وسائل النقل عمل المهندسين على تطوير نظام يدعى VHM بهدف تعزيز الأمان والسلامة للرحلات الجوية. الشكل 6-1 يبن دراسة قامت بها NASA توضح إزدياد الرحلات الجوية.

حيث إن فكرة إدارة صحة العربة (VHM) يجب أن تكون مألوفة إلى أي شخص عمل أو ركب في عربة سواء كانت سيارة، شاحنة أو مركب أو طائرة. حتى إن الأخوين رايت عملو بمبدأ VHM في متجر دراجاتهم الهوائية قبل أكثر من 100 سنة. يتضمن نظام (VHM) مجموعة العمليات التي تؤدي لتحديد وتخفيف وحل العيوب الموجودة بالعربة. هذه العمليات يمكن أن تجمع بأربع مراحل كما هو مبين في الشكل 6-2.



الشكل 6-1 معدل المسافة المقطوعة لكل راكب خلال قرن – NASA



الشكل 6-2 نموذج لفعاليات إدارة صحة العربة

المرحلة الأولى تحديد الحالة الصحية (Health state determinatio)

وهي تتعلق بشكل أساسي بتحديد الحالة الصحية العامة للعربة . وذلك باستخدام الخوارزميات التشخيصية و التنبؤية حيث إن العربة وأنظمتها تراقب لإكتشاف وعزل حالات الفشل. وهذا يمكن أن ينجز بشكل يدوي باستعمال إجراءات و ملاحظات أو يمكن أن ينجز بشكل آلي باستعمال أجهزة وبرامج أو باستخدام مزيج من هذه الوسائل.

المرحلة الثانية التخفيف (Mitigation)

تتضمن التقييم الفوري لتأثير حالات الفشل على العربة ومهمتها الحالية. عندما يتم تقييم التأثير فإن نظام فصل الأعطال يقوم بفصل حالات الفشل من العربة لإبقائها في حالة التشغيل الآمن ومواصلة المهمة إذا كان ذلك ممكن. في الحالات التي يكون فيها العزل غير كافي لمواصلة المهمة فإن طاقم الطيران قد يعدل المهمة للتعويض. مثلا في حالة تعطل محرك الطائرة قد يضطر الطاقم لتعديل الطريق الأصلي وذلك للهبوط بالطائرة في مطار أقرب.

ثم المرحلة التالية وهي مرحلة الإصلاح (Repair)

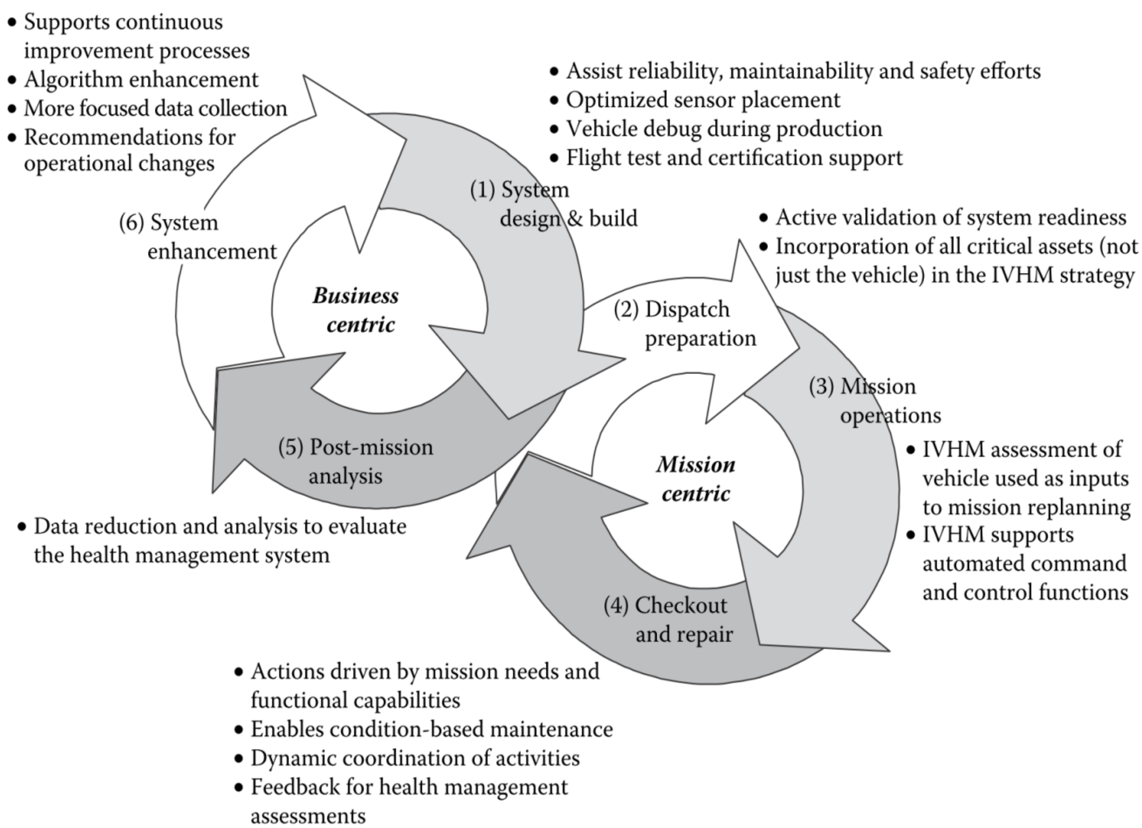
حيث في هذه المرحلة تتم عملية إصلاح الأعطال وإرجاع العربة إلى حالة التشغيل الإسمية. وعملية الإصلاح تتم إما بإصلاح أو تبديل العناصر المعطلة. وذلك حسب الحالة حيث من الممكن أن تتم عملية الإصلاح أثناء المهمة عندما تكون المهمة طويلة مثل المهمات الفضائية كالسفر للمريخ.

المرحلة النهائية وهي التحقق (Verification)

وتشمل التحقق لضمان أن جميع الإصلاحات أجريت بشكل صحيح وأن النظام أرجع إلى حالة التشغيل الكاملة. وذلك اعتماد على متطلبات السلطة الحاكمة مثل إدارة الطيران الإتحادية (FAA) , مرحلة التحقق قد تتطلب استخدام مفتشين مستقلين.

2.6. تعريف إدارة صحة العربة المتكاملة Integrated VHM

بالرغم من التوضيح في المناقشة السابقة صورة معقولة من النشاطات اشتركت خلال التشغيل و الإبقاء على العربة في حالة التشغيل المقبولة , هناك في الحقيقة أكثر من VHM تقوم بدعم تشغيل العربة. تشكل إدارة صحة العربة المتكاملة (IVHM) التي تغطي كامل دورة حياة العربة يتضمن ذلك التصميم و التشغيل و الإصلاح. لا يركز فقط على العربة بحد ذاتها حيث IVHM يعنون البناء التحتي المساند الضروري لتشغيل العربة كما يوضحه الشكل 6-3. هذا يتطلب أخذ نظرة شاملة لكافة أنحاء المشروع من خلال IVHM حيث يحاور كل من الدورة الاقتصادية (تطوير العربة والتحسين المستمر) و دورة المهمّة (تخطيط مهمة العربة والإنجاز).



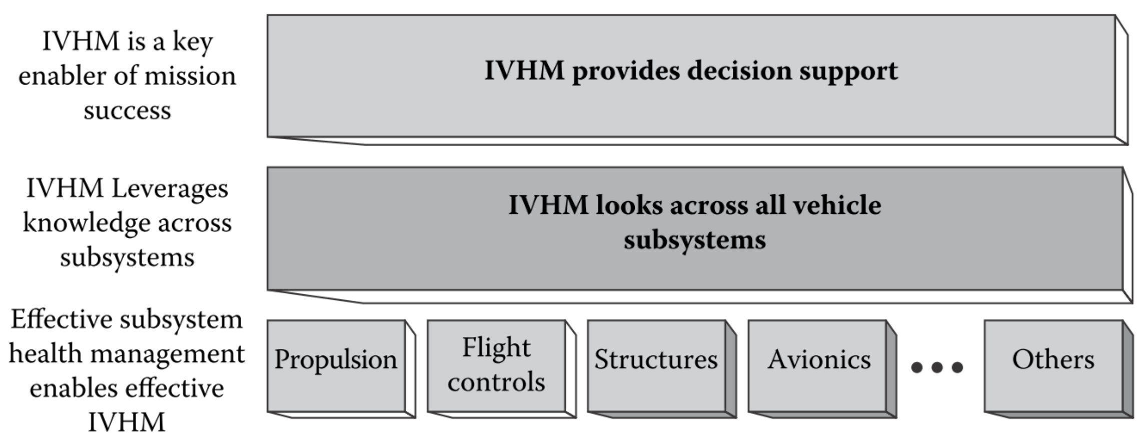
الشكل 6-3 نموذج IVHM بدورتين يحاور كلا من الدورة الاقتصادية و دورة المهمّة

1.2.6. انضباط هندسة النظام

من المهم فهم أن IVHM ليس فقط نظام فرعي مستقل مضاف إلى العربة ولا يجب اعتبار أن مجموعة من الحساسات ونظام آلة القياس أنها تشكل IVHM. من منظور برمجيات إن IVHM أكثر من مجرد نماذج لعيوب و خوارزميات وحساس يربط مع البرنامج. بالرغم من أن IVHM قد يستعمل المكونات المذكورة لإداء الوظيفة المقصودة ولكن في الحقيقة إن IVHM أكثر من مجرد مجموعة قطع و أجزاء في الممارسة الفعلية يجب أن يدمج IVHM الفلسفة و الموضوعية والعمل على التركيز على التصميم والتطوير من أجل الأمان وقابلية البقاء في حالة العمل وقابلية الصيانة والثقة به . ولكي يكون أكثر فاعلية يجب أن يكون IVHM صمم للعربة وبنائه التحتي المساند منذ بداية البرنامج أي لا يضاف إضافة للعربة. مبادئ IVHM يجب أن تتخلل ثقافة و فكر المنظمة ويكون مأخوذ بالاعتبار الأمان. في الخلاصة يجب أن يخضع IVHM إلى انضباط هندسة النظام.

2.2.6. النظرة ذات الطبقات

إن IVHM يمكن أن يكون كنظام الطبقات أي ينجز العمل كسلسلة من الطبقات حيث أن كل طبقة تقوم بإنجاز جزء من وظيفة IVHM. كما في الشكل 6-4.



الشكل 6-4 النموذج ذو الطبقات

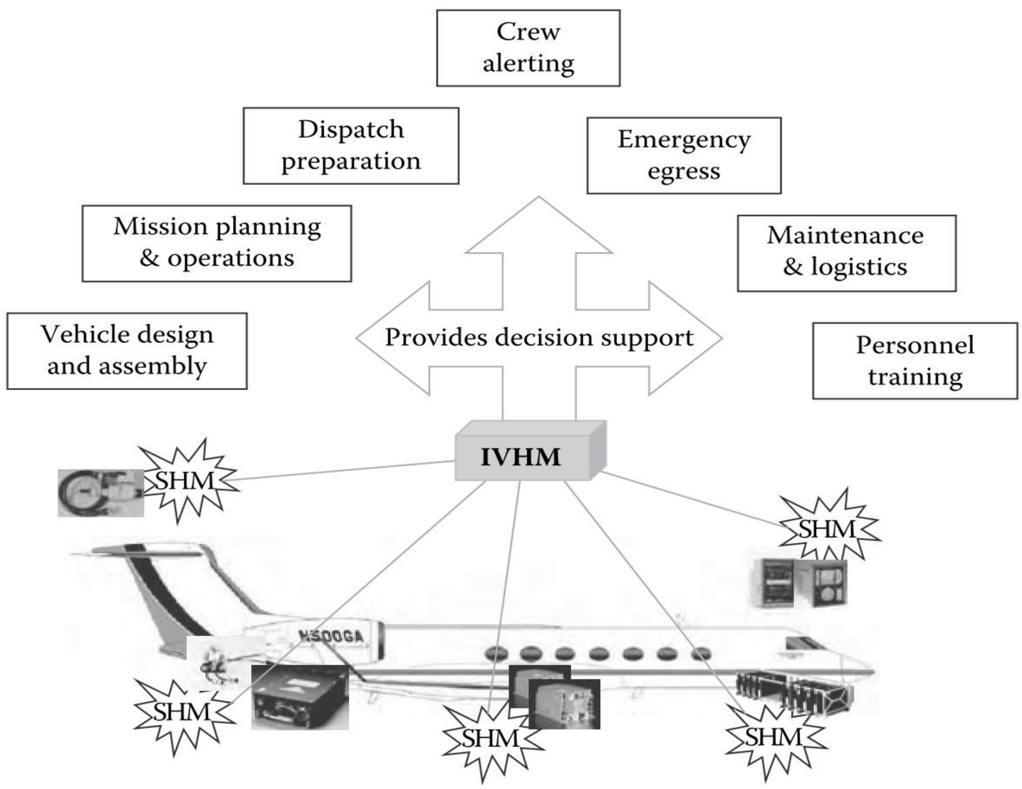
تتطلب **الطبقة الأولى** إنشاء مؤسسة قوية من إدارة صحة النظام الفرعية (SHM) خضعت لاختبار داخلي مضمون(FDIR) لكشف العيب و عزله واسترداد القدرة على العمل و القدرة على

مراقبة المكوّنات ضمن كلّ حدّ في النظام الفرعي. النظام الفرعي يمكن أن يعتبر مكون أو مجموعة مكونات تزود بها عربة عالية المستوى. إن الهدف الرئيسي من SHM لضمان العمل الآمن وذلك بتزويده أجهزة مراقبة و اختبارات عمل ترسل نتائجها مباشرة للتحليل الآمن من قبل النظام الفرعي. في بعض الأحيان التصميم الوظيفي للنظام الفرعي يجب أن يدعم بقطعة لتخفيف العيوب المستترة أو الحالات الخطرة. الهدف الثاني من SHM اقتصادي فهو يساعد في تخفيض تكلفة الدورة الحياتية للعربة من خلال قابلية الصيانة المحسنة و قابلية الفحص و الوثوقية . لقد أثبتت تجربة الطيران التجاري أن النفقة الأكبر خلال دورة حياة الطائرة باستثناء الوقود وأجور العمال قد أنفقت على أعمال الصيانة . وبدون إنشاء SHM دقيق وموثوق فإن فعالية نظام IVHM سيكون محدود جدا.

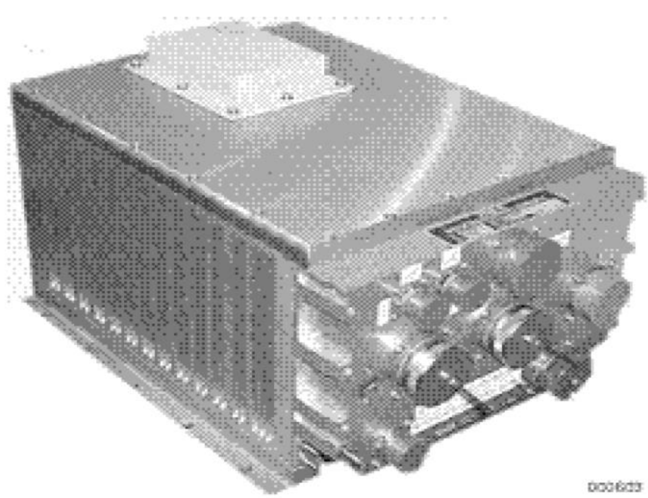
في **الطبقة المتوسطة** IVHM ينظر من خلال الأنظمة الفرعية لتقييم صحة العربة العامة. من المهم أن تشكل المعلومات القادمة من كل الأنظمة الفرعية SHM صورة واضحة ل IVHM عن حالة العربة تمكن IVHM اكتشاف وعزل العيوب التي ممكن أن تحدث بين الأنظمة الفرعية أو التأثيرات التي تؤثر على مجموعة أنظمة فرعية. بهذه الطريقة IVHM قادر على تحديد الحالة الصحية العامة للعربة ويستعل المعلومات لإعلان تأثير الاستراتيجيات المحتملة لتخفيف العيب على العربة. تستخدم الطائرات الحديثة بعض أنواع من أنظمة الصيانة المركزية التي تقوم بجمع العيوب من جميع الأنظمة الفرعية وتحدد الأسباب وتوصي بأعمال الصيانة.

أخيرا في **الطبقة الأعلى** صحة العربة و التشغيل يدمجان لتزويد النظام العام بأكبر نفع ممكن كما هو مبين في الشكل6-5. إن IVHM يمكن أن يزودنا بمعلومات تدعم القرار في جميع نواحي المشروع. و يجب أن يحدد إذا كانت بيانات IVHM المتوفرة تساعد الجهة المستخدمة سواء كانت طاقم الصيانة , طاقم الطيران, مشغل شركة الطيران, منتج العربة, أو حتى مسافر. وأيضا لحاجات العمل تصميم نظام IVHM يجب أن يدعم الأمان والحاجات الحرجة لمستهلكي بيانات الـ IVHM. أنظمة الصيانة التقليدية تستعمل في نهاية الرحلة لتحديد الأعطال والقيام بإصلاح

الطائرة بدلا من ذلك أثناء الطيران يساعد IVHM في الصيانة عبر تحديد الأعطال ولذلك صنف نظام غير حرج. يبين الشكل 6-6 صورة لأحد أجهزة VHM.



الشكل 6-5 يزود IVHM العون على اتخاذ القرار



الشكل 6-6 VHM A/B

3.2.6. فوائد استخدام نظام VHM

1. خفض ساعات عمل الصيانة وموظفي الصيانة.
2. خفض مهارة طاقم الصيانة و متطلبات التدريب.
3. خفض استهلاك قطع التبديل وبدقة كبيرة يتوقع التبديلات اللازمة للقطع , والصيانة و التفتيش.
4. إعادة الطائرة للقدرة على التشغيل بشكل أسرع.
5. يعزز وثوقية المهمة من خلال القدرة على تشخيص الأعطال بدقة عالية و الإنذار بوجود الأعطال.
6. خفض أثر انتشار العطل وبالتالي تخفيض قطع الغيار.

كل المزايا تعتمد على تعزيز كل من تشخيص الأعطال والإنذار كما إن ساعات الصيانة تنخفض ليس فقط بتعزيز التشخيص ولكن أيضا عن طريق الصيانة الوقائية التي تجرى مسبقا بدلا من القيام بها عندما حالات العطل تحدث:

1. الطائرة تعاد إلى حالة التشغيل بسرعة عندما ينخفض وقت الإصلاح من خلال عزل الأعطال بدقة أكثر و وتوفر القطع الازمة للإصلاح.
2. سجلات أعمال الصيانة المفضلة الناتجة عن جمع البيانات والتي تسمح بتحديد وبدقة أكبر ضرورة تبديل القطع و تسمح بفهم أكبر لحاجة التبديل .

3.6. عمل نظام إدارة صحة العربة VHM Operation

1.3.6. الكشف Detection

حالات العطل يمكن أن تؤدي إلى عواقب خطيرة إذا لم يتم اكتشافها بسرعة حيث إن هدف عنصر الكشف أن يطور تقنيات موثوقة لإكتشاف حالات الشذوذ و الأعطال في كافة أنحاء الطائرة في الأجهزة و البرامج والتفاعلات بين هذان النوعان من الأنظمة. معلومات المستمرة بخصوص حالة صحة العربة تتضمن كشف العيوب والأعطال يمكن أن ترسل إلى تقنية التشخيص لتمكين

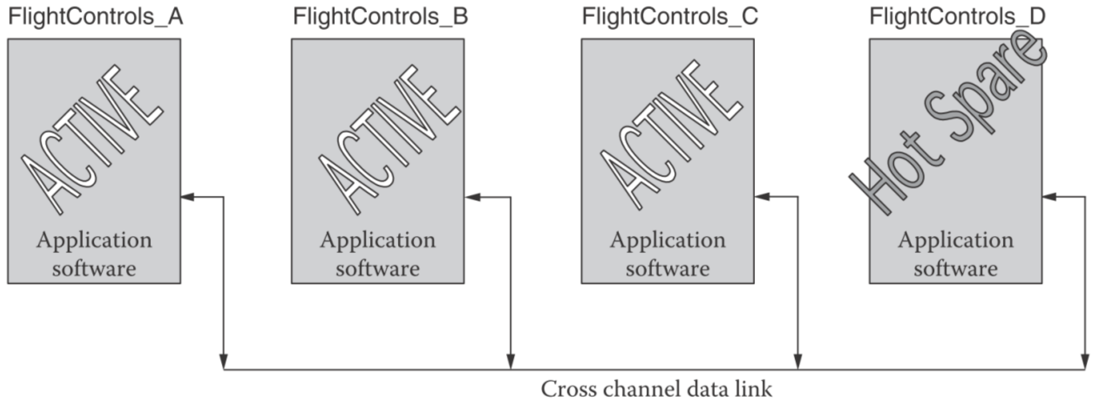
عزل العطل بسرعة وتصنيف شدة الأعطال المحتملة. هذه المعلومات يمكن أن ترسل أيضا لتقنية التنبؤ لتخمين الحياة المفيدة الباقية للنظام أو المكون المتأثر. أخيرا تخفيف نتائج الأعطال أو حالات الهبوط في صحة النظام يمكن أن ينفذ كما هو ملائم. هذا العنصر يجب أن يكون مدعوم بتقنيات متطورة لكشف الأعطال على كامل الطائرة.

2.3.6. التشخيص Diagnosis

إن هدف عنصر التشخيص أن يطور و يرفع مصداقية التقنيات لتحديد العوامل المسببة ومعرفة طبيعة وخطورة العطل ولتمييز وتصنيف ذلك العطل لأي مجموعة من الأعطال ينتمي. هذه القابلية التشخيصية تذهب في ما بعد لتقنيات عزل العيوب وتعتمد على عنصر الكشف للتزود بدليل العنصر الشاذ. يؤكد هذا العنصر تكامل التقنيات التشخيصية الصارمة رياضيا و التي قابلة للتطبيق على هياكل الطائرات و أنظمة الدفع و البرامج و أنظمة فرعية أخرى ضمن الطائرة . التقنيات المستعملة يجب أن تكون قادرة على أداء التشخيص من خلال جمع الإشارات و القراءات المتباينة من جميع مكونات إدارة صحة العربة.

3.3.6. الإشارة للخلل prognostics

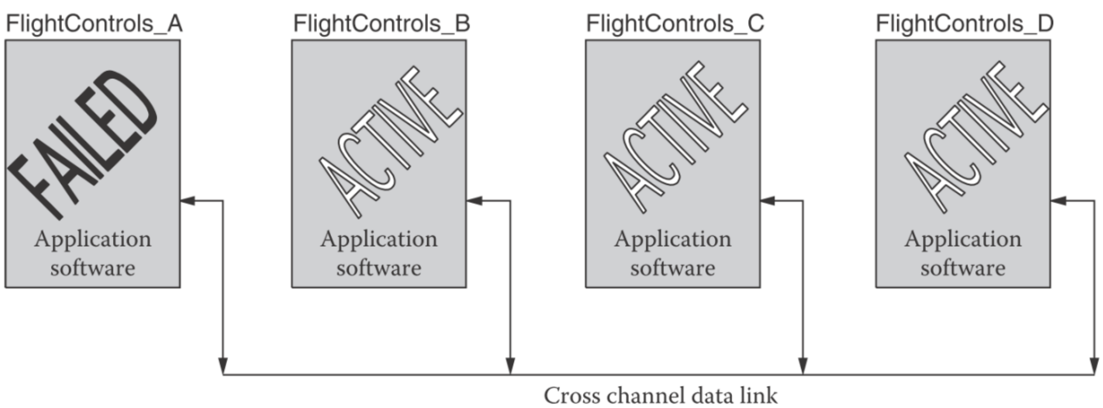
على خلاف حقل التشخيص والذي فيه عديد من الطرق والمستعمل بكثرة يعتبر مجال الإشارة للخلل حديث نسبيا وفي الحقيقة يشير البعض إلى أنه يدمج كل من الفن والعلم. توضح المخططات في الشكل 6–7 آلية التنبؤ بوجود خلل ما و الإشارة له.



Voting occurs between active instances across the link.

# of failures	Instance A	Instance B	Instance C	Instance D
None	Voting	Voting	Voting	Hot spare

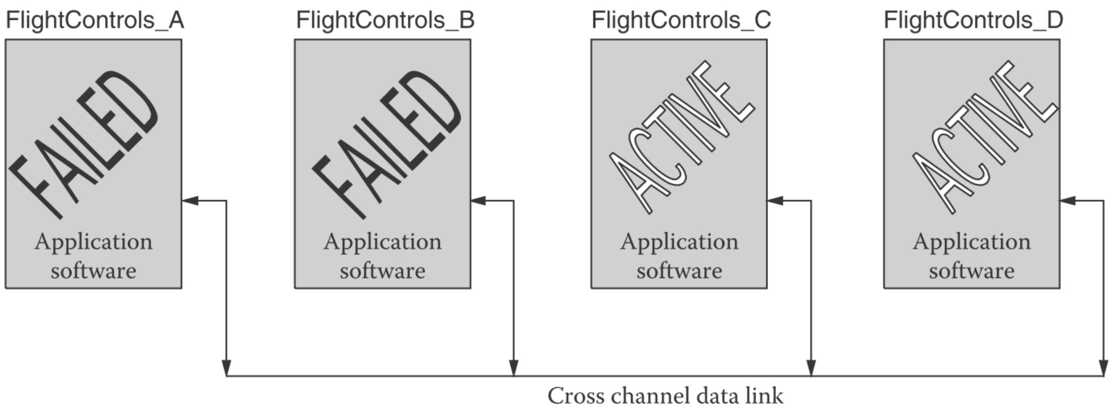
Redundancy Management Example — No Failures (3-Way Voting)



Voting occurs between active instances across the link.

# of failures	Instance A	Instance B	Instance C	Instance D
None	Voting	Voting	Voting	Hot spare
1	Shutdown	Voting	Voting	Voting

Redundancy Management Example — One Failure (3-Way Voting)



Voting occurs between active instances across the link.

# of failures	Instance A	Instance B	Instance C	Instance D
None	Voting	Voting	Voting	Hot spare
1	Shutdown	Voting	Voting	Voting
2	Shutdown	Shutdown	Comparison	Comparison

Redundancy Management Example — Two Failures (2-Way Comparison)

الشكل 6-7 آلية المقارنة و التنبؤ بحدوث خلل و الإشارة له

تتميز هذه الوظيفة بالمقدرة على الكشف وتحديد العيوب الصغيرة جدا والتي من الممكن ان تتضاعف و تؤدي إلى عطل خطير. حيث تركز الطرق التنبؤية الشائعة على كشف وتشخيص الأحداث التي تكشف فشل العنصر في مراحل مبكرة الناتج مثلا عن الاهتزازات و الضغوط و درجات الحرارة ...إلخ. هذا الكشف المبكر يساعد في تسريع صيانة العربة حيث يفضل تصحيح أي مشكلة بينما تكون في بدايتها بدلا من انتظارها لتصبح حالات فشل رئيسية.

وهناك أنواع من العناصر التنبؤية التي تقوم بعمل أكثر صعوبة أيضا وهو تخمين الحياة الباقية لمكون أو نظام في محاولة لتمديد دورة حياة العربة على سبيل المثال بالإعتماد على طرق الصيانة التقليدية ربما تطلب عنصر X التبديل كل 500 ساعة فيقوم العنصر التنبؤي بعد مراقبة العنصر بتمديد القدرة على العمل بدون تبديل العنصر إلى 600 ساعة. ولكن هناك تحديات لتقنية تخمين الحياة الباقية حيث يجب أن يكون هناك شهادة تثبت للسلطات أن العنصر آمن لتمديد فترة الصيانة.

4.3.6. تخفيف تأثير الفشل Mitigation

إن هدف عنصر التخفيف أن يطور تقنيات تقلل من تأثير الأعطال بعد أن يقوم نظام الـ IVHM بكشف الخلل و تشخيصه و الإشارة له (الإنذار) و ذلك لضمان استمرار الطيران الآمن أو اقتراح الهبوط بالطائرة إذا كان من غير الممكن تخفيف أثر العطل وذلك تفاديا لحدوث كارثة حيث يمكن للأعطال أن تنتج عن حالة الطيران في ظروف قاسية أو عيوب تصميمية والتي تؤثر على أداء الطائرة.

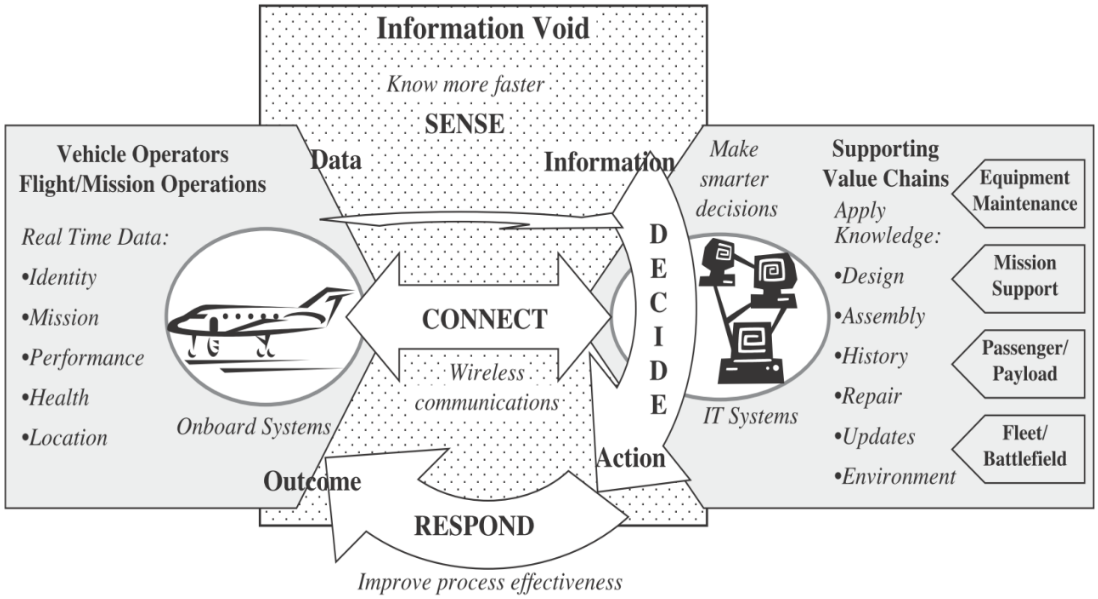
4.6. نظام إدارة صحة العربة الذكي المتكامل من ناسا

Intelligent IVHM from NASA

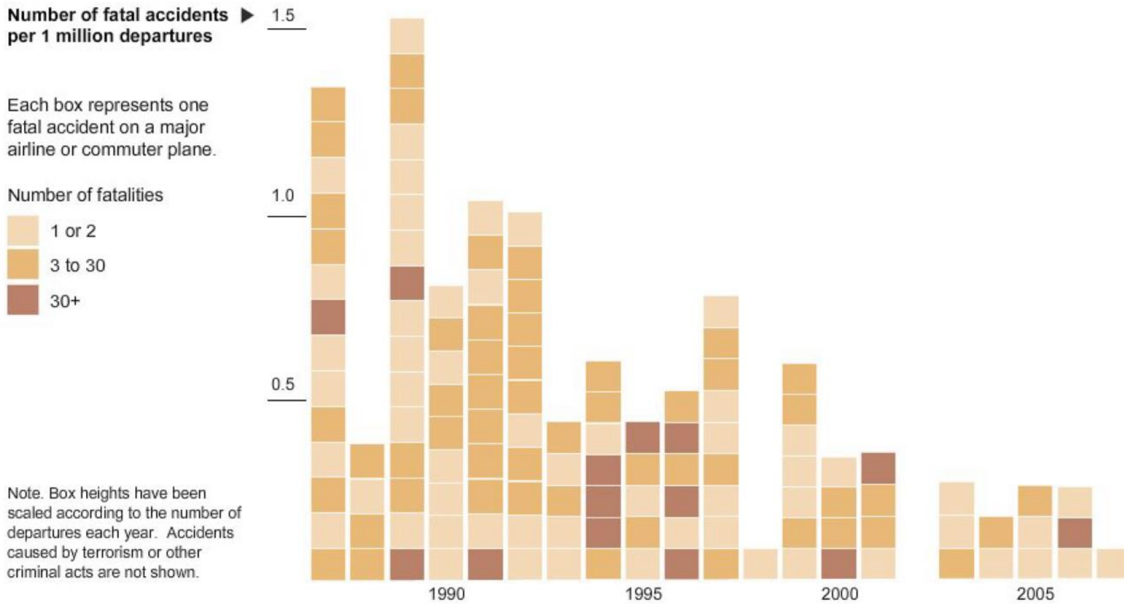
إدارة صحة العربة الذكية المتكاملة ستزود طاقم عمل العربة بالمعلومات التي تسهل عملية التشغيل و تؤمن الرد السريع عند حدوث حالات فشل. إن بحث إدارة صحة العربة الذكي المتكامل بدأ بقيادة مركز طيران الفضاء الرئيسي لـ NASA. حيث يجب أن تملك الطائرة معلومات عن هويتها ومهمتها وصحتها وأدائها و موقعها. وتتوفر في المركز الأرضي على الحواسب المتطورة معلومات عن الطائرة تشمل التصميم و التجميع و تاريخها والإصلاحات و التحديثات والبيئة المحيطة. ويتم التواصل المستمر بين الطائرة و هذه الحواسيب عبر اتصالات لاسلكية وذلك لتقديم المعلومات الازمة لطاقم الطائرة عن حالة الطائرة والإجراءات الواجب إجرائها في حالات حدوث الأعطال. والشكل 6–7 يوضح هذا المبدأ (IIVHM).

5.6. خاتمة Conclusion

يمكن اعتبار أن نظام إدارة صحة العربة من الأنظمة الحديثة والمتطورة التي دخلت وبقوة في مجال الطيران وذلك لأهميته في زيادة السلامة والأمان كما هو واضح من الشكل 6–8 الذي بين انخفاض حوادث الطيران بشكل كبير بعد استخدام IVHM وتطوره وفق دراسة قامت بها NASA.



الشكل 6-7 نظام إدارة صحة العربة الذكي المتكامل من ناسا IIVHM



الشكل 6–8 تغير عدد حوادث الطيران الناتجة عن خلل في الطائرة (العدد لكل مليون رحلة) – NASA

References

المراجع

[1] CRC- Digital Avionics Handbooks.

Flight For All

لم يكن الهدف من هذا الجهد تحقيق أي مكسب مادي و لكن الهدف الأول و الأخير هو تحقيق مكسب علمي بحت.

يسمح بتداول هذا الكتاب لأغراض الاطلاع و عند استخدام أي جزء أو معلومة فيرجى الإشارة إلى الكتاب أولا و من ثم المراجع الأصلية للمقطع المعني و المذكورة في نهاية كل فصل.

لأي معلومة إضافية يرجى إرسال بريد إلكتروني للعنوان التالي:

flight-for-all-magazine@outlook.com